

Masterthesis

zur Erlangung des akademischen Grades

Master of Science (M.Sc.)

Definition und Evaluierung einer alternativen End-of-Life Strategie für LEO-Satelliten zur Vermeidung der System- Passivierung

angefertigt von

Daniel Laugwitz

geb. am 19.05.1989, Delmenhorst

Universität Bremen

Matrikelnummer:	2546753
Studiengang:	Systems Engineering M.Sc.
Spezialisierungsrichtung:	Raumfahrtssystemtechnik
Fachbereich:	4 (Produktionstechnik)
E-Mail:	daniel.laugwitz@t-online.de

Bremen, 17. Juli 2017

Kurzfassung

Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Analyse einer alternativen End-of-Life Strategie für Satelliten im Low-Earth-Orbit Bereich, bei der der Satellit nach seiner nominellen Mission nicht passiviert, sondern bis zu seinem Wiedereintritt zwecks der Durchführung von Collision Avoidance Manövern weiterbetrieben werden soll.

Für die Analyse wird das Post Mission Disposal im ersten Schritt gemäß der Vorgaben der klassischen End-of-Life Strategie und anschließend vor dem Hintergrund der alternativen EOL-Strategie für verschiedene Antriebs- bzw. Transfervarianten und mehrerer PMD-Zeiträume betrachtet. Hierbei werden die Kollisionswahrscheinlichkeiten während der De-Orbit Prozesse, die dafür benötigten Ressourcen, wie beispielsweise Treibstoff, der Einfluss auf das Satellitensystem und die notwendigen finanziellen Mittel kalkuliert oder abgeschätzt. Die Ergebnisse werden abschließend für jede der Varianten mit den für die klassische End-of-Life Strategie ermittelten Anforderungen verglichen. Letztendlich soll im Zuge einer Trade-Off Studie unter der Berücksichtigung verschiedener Kriterien und den entsprechenden Gewichtungen ermittelt werden, welche der betrachteten Varianten im Zuge der Umsetzung der alternativen End-of-Life Strategie die positivsten Bedingungen aufweist.

Stichwörter: End-of-Life Strategie, Space Debris, Space Debris Mitigation, Post Mission Disposal

Erstprüfer: Prof. Dr. Andreas Rittweger

Zweitprüfer: Dipl.-Ing. Marcus Hallmann

Betreuende Einrichtung: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Raumfahrtsysteme
Robert-Hooke Straße 7
28359 Bremen

Betreuer: Dipl.-Ing. Jan-Christian Meyer (OHB System AG)

Eidesstattliche Erklärung

Ich versichere durch meine Unterschrift, dass ich die Masterarbeit selbstständig und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Quellen und Hilfsmittel angefertigt habe. Die vorliegende Arbeit wurde noch nicht in gleicher oder ähnlicher Form dieser oder einer anderen Prüfungsbehörde vorgelegt.

Ort und Datum:

Unterschrift:

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

Tabellenverzeichnis

Variablenverzeichnis

1.	Einleitung	1
2.	Space Debris	3
2.1	Space Debris Umgebungen	5
2.2	Space Debris Entwicklung und historische Ereignisse	6
3.	Satellitenmissionen	9
3.1	Missionsphasen	9
3.2	Missionsarchitektur	10
3.3	Missionsoperationen	11
3.4	Zuverlässigkeit	11
3.5	Subsystem - Antrieb	13
3.6	Subsystem - Power	15
3.7	Manöverberechnung	18
3.8	Kollisionswahrscheinlichkeit	23
3.9	Collision Avoidance Manöver	25
4.	Beispielmission	29
4.1	Orbitdefinition	29
4.2	Sonnensynchrone Orbits	31
4.3	Satellitendefinition	32
4.4	Missionsdauer	41
4.5	Risikodefinition	41
5.	Klassische End-of-Life Strategie	44
5.1	Richtlinien zur Space Debris Mitigation (SDM)	44
5.2	Einhaltung der Richtlinien	45
5.3	Missionsphasen	46
5.4	Passivierung	47
5.5	Natural Decay	48
5.6	Manöveranalyse	52
5.7	Manöveranalyse – Natural Decay	52
5.8	Manöveranalyse – De-Orbit (chemisch)	55
5.9	Manöveranalyse – De-Orbit (elektrisch)	57

5.10	Risikoanalyse	59
5.11	System Impact	68
5.12	Kostenabschätzung	82
6.	Alternative End-of-Life Strategie	85
6.1	Einhaltung der Richtlinien	85
6.2	Alternatives PMD	86
6.3	De-Orbit Konzept	87
6.4	Manöveranalyse	89
6.5	Risikoanalyse	92
6.6	System Impact	100
6.7	Kostenabschätzung	114
7.	Trade-Off Studie	118
7.1	Kriterien und Gewichtung	118
7.2	Definition der Kriterien	120
7.3	Auswertung	126
8.	Zusammenfassung und Ausblick	135
9.	Literaturverzeichnis	140
10.	Anhang	145
10.1	Bestimmung der Trajektorie eines Hohmann-Transfers	145
10.2	Bestimmung der Inklination für sonnensynchrone Orbits	147
10.3	Umrechnung der Betriebsparameter	149
10.4	Fehlerabschätzung – HT1 & HT2	151
10.5	Nachweis der Skalierbarkeit auf Basis der Isp -Verhältnisse	155
10.6	Das spezifische Volumen von Xenon	156
10.7	PMD10 - Baumdiagramm	157
10.8	PMD10 - Wahrscheinlichkeitstabelle	158
10.9	PMD1 - Baumdiagramm	159
10.10	PMD1 - Wahrscheinlichkeitstabelle	160
10.11	Tabellen zur Kollisionswahrscheinlichkeit	161

Abkürzungsverzeichnis

AMR	Area-to-Mass Ratio
AR	Acceptance Review
ARTUS	Arcjet Thruster University of Stuttgart
ATOS	Arcjet Thruster on Oscar Satellite
CA	Collision Avoidance
CDR	Critical Design Review
COPV	Composite Overwrapped Pressure Vessel
DOC	Depth of Charge
DOD	Depth of Discharge
DRAMA	Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis
EOL	End-of-Life
ESA	European Space Agency
FCU	Flow Control Unit
FRR	Flight Readiness Review
GEO	Geosynchronous Orbit
GL	Gravity-Loss
HDMR	Hold Down & Release Mechanism
HT1	1-Manöver Hohmann-Transfer
HT2	2-Manöver Hohmann-Transfer
JSpOC	Joint Space Operations Center
LC	Loss of Control
LEO	Low Earth Orbit
LMRO	Launch/Mission Related Objects
MASTER	Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference
MDR	Mission Definition Review
MO	Mission Operations
NaK	Natrium-Kalium
ND	Natural Decay
ORR	Operational Readiness Review
PDR	Preliminary Design Review
PMD	Post Mission Disposal
PMD	Propellant Management Device
PMD 1	Einjähriger Zeitraum des Post Mission Disposals
PMD 10	10-jähriger Zeitraum des Post Mission Disposals
PMD 25	25-jähriger Zeitraum des Post Mission Disposals
PPU	Power Processing Unit
PRR	Preliminary Requirements Review
QR	Qualification Review
RFG	Radiofrequenzgenerator

RIT	Radiofrequency Ion Thruster
SADM	Solar Array Drive Mechanism
SD	Space Debris
SDM	Space Debris Mitigation
SRM	Solid Rocket Motor
SRR	System Requirements Review
SSO	Sonnensynchroner Orbit
ST	Surface Tension

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Räumliche Dichte des Space Debris gegenüber der Masse und des Durchmessers.....	4
Abbildung 2: Verteilung der räumlichen Dichte der Space Debris Population für den LEO-Bereich....	5
Abbildung 3: Verteilung der räumlichen Dichte der Space Debris Population für einen Deklinationsbereich von -90° bis 90°	5
Abbildung 4: Entwicklung der Explosions- und Kollisionsfragmente seit 1990	6
Abbildung 5: Simulierte Entwicklung der Explosions- und Kollisionsfragmente (zwischen 1 cm und 10 cm) bis 2050	7
Abbildung 6: Orbitlebensdauer für ein SD-Objekt mit einer $AMR = 0,001 \text{ [m}^2/\text{kg]}$ in Abhängigkeit des Startorbits [12]	8
Abbildung 7: Phasen einer Raumfahrtmission [13]	9
Abbildung 8: Elemente einer Raumfahrtmission [14].....	10
Abbildung 9: Modellierung der Zuverlässigkeit von Satelliten mit der Weibull-Verteilung [17]	12
Abbildung 10: Darstellung der Parameter für die Berechnung der Schattenphasendauer	16
Abbildung 11: Prinzip des 2-Manöver Hohmann-Transfers [20]	18
Abbildung 12: Beispielhafter Trajektorienverlauf des 1-Manöver Hohmann-Transfers	20
Abbildung 13: Verlauf der großen Halbachse für einen beispielhaften LT-Transfer	23
Abbildung 14: Vergleich der Anzahl an Kollisionen c mit der Kollisionswahrscheinlichkeit P	24
Abbildung 15: Änderung der jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeit mit der Orbithöhe.....	25
Abbildung 16: Änderung des SD-Fluxes mit der Orbithöhe.....	25
Abbildung 17: Long-Term Strategie für CA-Manöver [22].....	26
Abbildung 18: Short-Term Strategie für CA-Manöver [22]	26
Abbildung 19: Δv -Bedarf für CA-Manöver in Abhängigkeit des Manöverzeitpunkts	27
Abbildung 20: Δv -Kosten für CA-Manöver in Abhängigkeit der Orbithöhe [22]	28
Abbildung 21: Satellitenpopulation des LEO-Bereichs auf Basis der JSpOC Datenbank [25]	29
Abbildung 22: Satellitenpopulation für den Inklinationsbereich von 95° bis 105° [25]	30
Abbildung 23: Verlauf der räumlichen Dichte für eine Variation des Arguments des aufsteigenden Knotens von $\pm 180^\circ$	31
Abbildung 24: Veränderung der sonnensynchronen Inklination mit Variation der Orbithöhe	32
Abbildung 25: Missionstypen auf sonnensynchronen Orbits [5]	32
Abbildung 26: Darstellung des Sentinel-2 Satelliten [27].....	34
Abbildung 27: Modell des Sentinel-2 zur Bestimmung der Querschnittsflächen	35
Abbildung 28: Wert der Querschnittsfläche in Abhängigkeit des Azimut (φ) und Elevationswinkels (θ).....	35
Abbildung 29: Verlauf der Querschnittsfläche für eine Drehung um die z-Achse (Azimutwinkel = -35°)	36
Abbildung 30: Betriebsparameter des Airbus Safran 20N Triebwerks [30]	38
Abbildung 31: Missionszeiträume von aktuellen Erdbeobachtungsmissionen [5].....	41
Abbildung 32: Anzahl der Kollisionen mit Objekten von 1 μm bis 1 cm.....	42
Abbildung 33: Darstellung der Protected Regions für LEO und GEO Orbits [3].....	44
Abbildung 34: Erwartetes und tatsächliches Level der Einhaltung der SDM Richtlinien [41].....	45
Abbildung 35: Missionsphasen unter Einhaltung der SDM Richtlinien [3]	46
Abbildung 36: Verlauf der atmosphärischen Dichte in Abhängigkeit der Höhe [13]	48
Abbildung 37: Simulierte zyklische Veränderungen des Sonnenwetters mit verschiedenen Tools [45]	49
Abbildung 38: Natural Decay Prozess für einen Satelliten ($AMR = 0,011$) ausgehend von 650 km ...	51
Abbildung 39: 25-Jahres ND-Orbits für AMRs von 0,004 bis 0,2.....	52

Abbildung 40: Verlauf der großen Halbachse ausgehend von 681 km (links); Auf 12 Werte reduzierter Höhenverlauf (rechts).....	53
Abbildung 41: Verlauf des Arguments des aufsteigenden Knotens in Abhängigkeit der Orbithöhe	53
Abbildung 42: Verlauf des Perigäums, des Apogäums und der großen Halbachse für den HT1	55
Abbildung 43: Höhenverlauf in Abhängigkeit der Zeit für den HT2 bis zum ND-Orbit (681 km)	57
Abbildung 44: Höhenverlauf der LT-Transfers bis zum ND-Orbit (681 km) mit den betrachteten elektr. Triebwerken	58
Abbildung 45: Aktuelle Satellitenpopulation im LEO-Bereich [25].....	60
Abbildung 46: Aktuelle Satellitenpopulation für den für Orbithöhen unter 1000 km und Inklinationen von 96° - $102,5^{\circ}$ [25]	60
Abbildung 47: Verlauf des De-Orbit Prozess im Falle eines Kontrollverlusts während der nominellen Mission	61
Abbildung 48: Ablaufdiagramm für die klassische EOL-Strategie.....	64
Abbildung 49: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten der klassischen EOL-Strategie	65
Abbildung 50: Illustration der Schattenphase; A: Ekliptik; B: Geschwindigkeitsvektor der Erde; C: Orbitabschnitt in der Schattenphase; D: Sonnenvektor; E: Orbit	74
Abbildung 51: Maximale Maße der Solarpanele im Transportzustand.....	80
Abbildung 52: Anzunehmende Maße für die Solarpanele im Transportzustand [54].....	81
Abbildung 53: Änderung der Missionsphasen für die alternative EOL-Strategie [3]	85
Abbildung 54: Angepasste Missionsphasen für die alternative EOL-Strategie [3].....	86
Abbildung 55: Treibstoffmassenbedarf und resultierende Kollisionswahrscheinlichkeiten für verschiedene Transfervarianten (oben: Objekte <10cm; unten: Objekte >10cm)	88
Abbildung 56: Ablaufdiagramm für die alternative EOL-Strategie.....	94
Abbildung 57: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD25	95
Abbildung 58: Massenänderungen für die verschiedenen PMD-Varianten	111
Abbildung 59: Kostenanteile für die drei PMD-Zeiträume.....	116
Abbildung 60: Übersicht über die Kriterien und Gewichtungen.....	118
Abbildung 61: Bewertungsergebnis (Gesamt)	126
Abbildung 62: Bewertungsergebnis (System Impact).....	127
Abbildung 63: Gesamtmassen mit Subsystemanteilen (Antriebs-/Powersystem)	128
Abbildung 64: Volumina mit den jeweiligen Anteilen (intern/extern)	129
Abbildung 65: Bewertungsergebnis (Kosten)	130
Abbildung 66: Gesamtkosten mit Anteilen (zeitunabhängig/zeitabhängig).....	131
Abbildung 67: Bewertungsergebnis (SD-Erzeugung).....	132
Abbildung 68: Wahrscheinlichkeiten (Explosionen/unkritische Koll./krit. Koll.).....	132
Abbildung 69: Veranschaulichung der Parameter der Kegelschnittgleichung [59]	145
Abbildung 70: Vergleich von impulsivem und finitem Manöver [48].....	151
Abbildung 71: Veränderung der Trajektorien durch Begrenzung des Gravity-Loss für HT1 (links) und HT2 (rechts)	152
Abbildung 72: Änderung der Winkelgeschwindigkeit mit der Orbithöhe	153
Abbildung 73: Abweichung in Abhängigkeit der I_{sp} - und Δv -Werte.....	155
Abbildung 74: Verlauf des spezifischen Volumens für verschiedene Temperaturbedingungen [62] .	156
Abbildung 75: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD10	157
Abbildung 76: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD1	159

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Arten der Space Debris Objekte und ihr Anteil an der Population im LEO-Regime.....	3
Tabelle 2: Erläuterungen der Phasen (links) und Abkürzungen (rechts) [13]	9
Tabelle 3: Verschiedene Antriebsarten mit Schub- und <i>Isp</i> -Werten [13].....	13
Tabelle 4: Vergleich der berechneten Werte für einen Transfer von Kreisorbit1 ($h_1 = 850 \text{ km}$) zum Kreisorbit2 ($h_1 = 680 \text{ km}$)	22
Tabelle 5: Orbitparameter für die Referenzmission	30
Tabelle 6: Massenkategorien für Satelliten	33
Tabelle 7: Satelliten- und Orbitparameter des Sentinel-2 Satelliten [26].....	33
Tabelle 8: Parameter für den Referenzsatelliten	34
Tabelle 9: Antriebsvarianten für den Referenzsatelliten [30] [31] [32] [33]	37
Tabelle 10: Benötigte PPU-Leistung.....	37
Tabelle 11: Betriebsparameter des ARTUS Arcjets unter Verwendung von sekundärem Hydrazin [37] [38]	39
Tabelle 12: Betriebsparameter des ARTUS Arcjets unter Verwendung von Hydrazin	39
Tabelle 13: Analyse-Tools mit implementierten Funktionen zur Propagation des Sonnenwetters.....	49
Tabelle 14: Die wichtigsten Atmosphärenmodelle [20].....	49
Tabelle 15: Beispielsatelliten mit Form, AMR und c_D -Wert [13].....	50
Tabelle 16: Relevante Parameter des Referenzsatelliten und des ND-Orbits	52
Tabelle 17: Berechnete Höhensektoren mit der entsprechenden Aufenthaltszeit des Satelliten.....	54
Tabelle 18: Kollisionswahrscheinlichkeiten für den ND-Prozess	54
Tabelle 19: Kollisionswahrscheinlichkeiten für den HT1	55
Tabelle 20: Transferzeiten für die betrachteten elektrischen Antriebe.....	58
Tabelle 21: Kollisionswahrscheinlichkeiten für die LT-Transfers.....	58
Tabelle 22: Gesamtkollisionswahrscheinlichkeiten für den PMD-Prozess der elektrischen Antriebe .	59
Tabelle 23: Benötigte Treibstoffmassen für den LT-Transfer (aufgerundet).....	59
Tabelle 24: Erläuterung der Knotenfarben	65
Tabelle 25: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten	66
Tabelle 26: Beschreibungen der Ereignisse bzw. Ereigniskombinationen.....	67
Tabelle 27: Zusammenfassung der Endknotenwahrscheinlichkeiten.....	67
Tabelle 28: Grundtreibstoffmassen für die betrachteten Antriebsvarianten.....	69
Tabelle 29: Tankauswahl für die HT1-Variante [30] [52]	70
Tabelle 30: Tankauswahl für die HT2-Variante [30] [52]	70
Tabelle 31: Tankauswahl für ARTUS als Primärantrieb [30] [52]	71
Tabelle 32: Tankauswahl für ARTUS als Sekundärantrieb [30] [52]	71
Tabelle 33: Tankauswahl für den RIT 10 Antrieb [52]	71
Tabelle 34: Tankauswahl für den RIT 22 Antrieb [52]	72
Tabelle 35: PPU-Masse für die elektrischen Antriebe [34].....	72
Tabelle 36: Zusammenfassung der sich ergebenden Massen für das Antriebssystem	72
Tabelle 37: Ergebnisse für die Parameter der Kreisbogengleichung	74
Tabelle 38: Benötigte elektrische Arbeit.....	75
Tabelle 39: Angepasste BOL-Leistung der Solarpanele	76
Tabelle 40: Anpassung der Solarpanele	76
Tabelle 41: Anpassung der Batterie	77
Tabelle 42: Zusammenfassung der Antriebs- und Powersystemmassen zur Gesamtmasse.....	77
Tabelle 43: Abgeschätzte Komponentenmassen der Ausgangskonfigurationen [26] [34]	78
Tabelle 44: Gesamtmassen des Satellitensystems	78

Tabelle 45: Geometrische Volumina der ausgewählten Tanks (interne Akkommodation)	79
Tabelle 46: Solarpanelflächen und Volumina im Transportzustand (externe Akkommodation).....	82
Tabelle 47: Kosten der Solarpanele für die betrachteten Varianten.....	84
Tabelle 48: Zusammenfassung der Kosten für die klassische EOL-Strategie.....	84
Tabelle 49: Höhen der Zielorbits für verschiedene De-Orbit Zeiträume	89
Tabelle 50: Orbitparameter für HT1 (PMD25)	90
Tabelle 51: Orbitparameter für HT2 & LT (PMD25)	90
Tabelle 52: Orbitparameter für HT1 (PMD10)	90
Tabelle 53: Orbitparameter für HT2 & LT (PMD10)	90
Tabelle 54: Orbitparameter für HT1 (PMD1)	90
Tabelle 55: Orbitparameter für HT2 & LT (PMD1)	90
Tabelle 56: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD25).....	91
Tabelle 57: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD10).....	91
Tabelle 58: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD1).....	92
Tabelle 59: Zu berücksichtigende Treibstoffmassen.....	92
Tabelle 60: Erläuterung der Knotenfarben	95
Tabelle 61: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD25).....	96
Tabelle 62: Wahrscheinlichkeiten - keine Komplikationen	97
Tabelle 63: Wahrscheinlichkeiten – unkritische Kollisionen.....	97
Tabelle 64: Wahrscheinlichkeiten – Zerstörungsfreier Wiedereintritt	97
Tabelle 65: Wahrscheinlichkeiten – kritische Kollisionen.....	97
Tabelle 66: Wahrscheinlichkeiten – Explosionen	97
Tabelle 67: Wahrscheinlichkeiten – Zerstörung.....	97
Tabelle 68: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - keine Komplikationen	98
Tabelle 69: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - Zerstörungsfreier Wiedereintritt.....	98
Tabelle 70: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - unkritische Kollisionen	99
Tabelle 71: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - kritische Kollisionen	99
Tabelle 72: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen – Explosionen	99
Tabelle 73: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - Zerstörung	99
Tabelle 74: Gesamttreibstoffmassen (HT1)	101
Tabelle 75: Tankauswahl für die HT1-Variante [30] [52]	101
Tabelle 76: Gesamttreibstoffmassen (HT2)	102
Tabelle 77: Tankauswahl für die HT2-Variante [30] [52]	102
Tabelle 78: Gesamttreibstoffmassen (ARTUS Prim.).....	103
Tabelle 79: Tankauswahl für die ARTUS-Variante als Primär Antrieb [30] [52]	103
Tabelle 80: Gesamttreibstoffmassen (ARTUS Sek.).....	103
Tabelle 81: Tankauswahl für die ARTUS-Variante als Sekundär Antrieb [30] [52]	104
Tabelle 82: Gesamttreibstoffmassen (RIT 10)	104
Tabelle 83: Gesamttreibstoffmassen (RIT 22)	104
Tabelle 84: Tankauswahl für die RIT 10 Variante [52]	104
Tabelle 85: Tankauswahl für die RIT 22 Variante [52]	105
Tabelle 86: Zusammenfassung der Antriebssystemmassen	105
Tabelle 87: Brenndauern für die Transfer- und CA-Manöver.....	107
Tabelle 88: Benötigte Batteriekapazitäten.....	108
Tabelle 89: Werte für die EOL- und BOL-Leistung	108
Tabelle 90: Resultierende Solarpanelflächen und -massen	109

Tabelle 91: Zusammengefasste Werte für die Masse des Antriebssystems	109
Tabelle 92: Zusammengefasste Werte für die Masse des Powersystems.....	109
Tabelle 93: Gesamtmassen für die alternative EOL-Strategie	110
Tabelle 94: Differenz der Antriebssystemmassen	110
Tabelle 95: Differenz der Powersystemmassen	110
Tabelle 96: Gesamtmassen des Satellitensystems für alle Varianten.....	111
Tabelle 97: Resultierende Volumina für die Solarpanele im Transportzustand.....	112
Tabelle 98: Solarpanelflächen und Volumina im Transportzustand (externe Akkommodation).....	113
Tabelle 99: Änderungen der internen Akkommodation	113
Tabelle 100: Änderungen der externen Akkommodation	113
Tabelle 101: Kosten für die Solarpanele	115
Tabelle 102: Gesamtkosten für die alternative EOL-Strategie.....	116
Tabelle 103: Änderung der zeitunabhängigen Kosten	117
Tabelle 104: Änderung der zeitabhängigen Kosten	117
Tabelle 105: Bewertungsskala "Masse des Antriebssystems"	120
Tabelle 106: Bewertungsskala "Masse des Powersystems"	121
Tabelle 107: Bewertungsskala "Passivierung"	121
Tabelle 108: Bewertungsskala "Akkommodation (intern)"	122
Tabelle 109: Bewertungsskala "Akkommodation (extern)"	122
Tabelle 110: Bewertungsskala "Zeitunabhängige Kosten"	123
Tabelle 111: Bewertungsskala "Zeitabhängige Kosten"	124
Tabelle 112: Bewertungsskala "Explosionen"	124
Tabelle 113: Bewertungsskala "Unkritische Kollisionen"	125
Tabelle 114: Bewertungsskala "Kritische Kollisionen"	125
Tabelle 115: PMD-Schwellenwerte für positive Ergebnisfaktoren.....	127
Tabelle 116: Bewertungstabelle	134
Tabelle 117: Ressourcentabelle und Vergleich mit kl. EOL-Strategie	135
Tabelle 118: Ideale und reale Δv -Werte und Treibstoffmassen für die HT1- und HT2-Manöver	153
Tabelle 119: Erlaubte Brenndauern, resultierende Umlaufanzahl und Transferzeit	154
Tabelle 120: Verhältnis der Treibstoffmassen (Airbus Safran 1N/RIT 22)	156
Tabelle 121: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD10).....	158
Tabelle 122: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD1).....	160
Tabelle 123: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)	161
Tabelle 124: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)	161
Tabelle 125: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)	162
Tabelle 126: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)	162
Tabelle 127: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)	163
Tabelle 128: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)	163
Tabelle 129: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)	164
Tabelle 130: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)	164
Tabelle 131: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)	165
Tabelle 132: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)	165
Tabelle 133: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)	166
Tabelle 134: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)	166
Tabelle 135: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)	167
Tabelle 136: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)	167
Tabelle 137: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)	168
Tabelle 138: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)	168
Tabelle 139: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)	169

Tabelle 140: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)	169
Tabelle 141: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)	170
Tabelle 142: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)	170
Tabelle 143: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)	171
Tabelle 144: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)	171
Tabelle 145: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)	172
Tabelle 146: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)	172
Tabelle 147: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)	173
Tabelle 148: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)	173
Tabelle 149: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)	174
Tabelle 150: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)	174
Tabelle 151: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)	175
Tabelle 152: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)	175

Variablenverzeichnis

Formelzeichen	Bezeichnung	Einheit
a	Große Halbachse	[km]
a_{25yr}	Große Halbachse des PMD25-Orbits	[km]
a_{ND}	Große Halbachse des Natural Decay Orbits	[km]
a_T	Große Halbachse der Transferellipse	[km]
a_i	Aktueller Wert für die große Halbachse	[km]
a_{i+1}	Aktualisierter Wert für die große Halbachse	[km]
Δa	Änderung der großen Halbachse	[km]
da	Änderung der großen Halbachse	[km]
$\Delta a_{2\pi}$	Änderung der großen Halbachse während eines Orbitumlaufs	[km]
A	Querschnittsfläche	[m ²]
\bar{A}	Durchschnittliche Querschnittsfläche	[m ²]
A_e	Querschnittsfläche des Düsenaustritts	[m ²]
A_{max}	Maximale Querschnittsfläche	[m ²]
ACP	Jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit	[-]
$ACP_{<10cm}$	Jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte kleiner als 10 cm	[-]
$ACP_{>10cm}$	Jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte größer als 10 cm	[-]
ACP_{all}	Jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit (Gesamtpopulation)	[-]
ACP_{det}	Jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit (detektierbare Population)	[-]
b	Kreisbogenlänge	[m]
c	Anzahl der Einschläge	[-]
c_D	Widerstandsbeiwert	[-]
c_e	Austrittsgeschwindigkeit	[m/s]
$CP_{<10cm}$	Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte kleiner als 10 cm	[-]
$CP_{>10cm}$	Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte größer als 10 cm	[-]
CP_{ARTUS}	Kollisionswahrscheinlichkeit während des ARTUS-Transfers	[-]
CP_{HT1}	Kollisionswahrscheinlichkeit während des HT1	[-]
CP_{HT2}	Kollisionswahrscheinlichkeit während des HT2	[-]
CP_{ND}	Kollisionswahrscheinlichkeit während des ND	[-]
CP_{tot}	Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit	[-]
d	Höhenunterschied	[km]
D	Partikeldichte	[1/km ³]
D	Widerstandskraft	[N]
e	Exzentrizität	[-]
E	Exzentrische Anomalie	[°]
f	Beschleunigung	[m/s ²]
f_D	Störbeschleunigung	[km/s ²]
F	Schub	[N]

F_R	Radiale Störbeschleunigungskomponente	[m/s ²]
F_S	Tangentiale Störbeschleunigungskomponente	[m/s ²]
F_{Size}	SD-Flux innerhalb eines betrachteten Größenintervalls	[1/(km ² yr)]
F_j	SD-Flux einer bestimmten Objektgröße	[1/(km ² yr)]
F10.7	Solarer Radioflussindex	[W/m ² Hz]
g	Lokale Gravitationsbeschleunigung	[m/s ²]
g_0	Erdbeschleunigung	[m/s ²]
GL	Gravity-Loss	[-]
h	Orbithöhe	[km]
h_{25yr}	Höhe des PMD25-Orbits	[km]
$h_{Mission}$	Höhe des Missionsorbits	[km]
h_p	Höhe des Perigäums	[km]
H_Z	Zersetzungsenthalpie	[J/kg]
i	Inklination	[°]
i_{SSO}	Inklination des sonnensynchronen Orbits	[°]
I_{sp}	Spezifischer Impuls	[s]
I_{sp1}	Spezifischer Impuls von Antrieb 1	[s]
I_{sp2}	Spezifischer Impuls von Antrieb 2	[s]
J_2	J_2 -Störungsterm	[-]
m	Masse	[kg]
m_0	Raumfahrzeugmasse (vor Manöver)	[kg]
m_{Sat}	Gesamtmasse des Satelliten	[kg]
m_{dry}	Trockenmasse des Satelliten	[kg]
m_f	Raumfahrzeugmasse (nach Manöver)	[kg]
m_p	Treibstoffmasse	[kg]
m_{p1}	Resultierende Treibstoffmasse mit Antrieb 1	[kg]
m_{p2}	Resultierende Treibstoffmasse mit Antrieb 2	[kg]
\dot{m}	Gasmassenstrom	[kg/s]
\dot{m}	Treibstoffmassenstrom	[kg/s]
M	Mittlere Anomalie	[°]
n	Mittlere Winkelgeschwindigkeit	[°/s]
n_{rev}	Anzahl der Orbitumläufe	[-]
p	Halbparameter	[km]
P	Leistung	[W]
P	Wahrscheinlichkeit	[-]
P_0	Wahrscheinlichkeit (kein Einschlag)	[-]
$P_{Antrieb}$	Vom Antrieb benötigte Leistung	[W]
P_{BOL}	Begin-of-Life Leistung	[W]
P_{EOL}	End-of-Life Leistung	[W]
P_{Expl_1yr}	Explosionswahrscheinlichkeit für einen Zeitraum von einem Jahr	[-]
P_{Expl_5yr}	Explosionswahrscheinlichkeit für einen Zeitraum von 5 Jahren	[-]
$P_{Hydrazin}$	Strahlleistung unter Verwendung von gewöhnlichem Hydrazin	[W]

P_{LC1}	Wahrscheinlichkeit eines Kontrollverlusts durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente	[-]
P_{LC2}	Wahrscheinlichkeit eines Kontrollverlusts durch eine unkritische Kollision	[-]
P_{LC3}	Wahrscheinlichkeit eines Kontrollverlusts durch einen Fehler im Satellitensystem	[-]
$P_{Payload}$	Von der Payload benötigte Leistung	[W]
$P_{Schatten}$	Von den Subsystemen benötigte Leistung während der Schattenphase	[W]
$P_{Subsysteme}$	Von den Satellitensubsystemen benötigte Leistung	[W]
P_a	Umgebungsdruck	[bar]
P_{add}	Zusatzleistung	[W]
P_e	Druck am Düsenaustritt	[bar]
P_{sek_Hydr}	Strahlleistung unter Verwendung von sekundärem Hydrazin	[W]
Q	Ladung	[Ah]
$Q_{Batterie}$	Gesamtladung der Batterie	[Ah]
$Q_{Schatten}$	Entladbarer Anteil der Batterieladung	[Ah]
r	Radius	[m]
r_{sat}	Satellitenradius (angenommene Sphärenform)	[m]
r_j	Radius eines SD-Objekts (angenommene Sphärenform)	[m]
r_{max}	Radius der maximalen Querschnittsfläche	[m]
R	Zuverlässigkeit	[-]
R_1	Radius von Orbit 1	[km]
R_2	Radius von Orbit 2	[km]
R_E	Erdradius	[km]
$R_{Mission}$	Radius des Missionsorbits	[km]
$RAAN$	Argument des aufsteigenden Knotens	[°]
t	Zeit	[s]
t_1	Zeitpunkt 1	[s]
t_2	Zeitpunkt 2	[s]
t_T	Transferzeit	[d]
t_b	Brenndauer	[s]
t_p	Zeitpunkt des Perigäumdurchlaufs	[s]
Δt	Zeitdifferenz	[s]
dt	Zeitdifferenz	[s]
$T_{Mission}$	Missionsdauer	[yr]
T_{ND}	Dauer des Natural Decays	[yr]
T_{Orbit}	Orbitperiode	[h]
$T_{Schatten}$	Dauer der Schattenphase	[h]
T_{Sonne}	Dauer der Sonnenphase	[h]
U	Spannung	[V]
v	Geschwindigkeit	[m/s]
v_1	Geschwindigkeit auf Orbit 1	[km/s]
v_2	Geschwindigkeit auf Orbit 2	[km/s]

v_{T1}	Geschwindigkeit im Perigäum der Transferellipse	[m/s]
v_{T2}	Geschwindigkeit im Apogäum der Transferellipse	[m/s]
V_e	Austrittsgeschwindigkeit	[m/s]
Δv	Geschwindigkeitsdifferenz	[m/s]
Δv_{ideal}	Idealer Δv -Wert (verlustfrei)	[m/s]
Δv_{real}	Realer Δv -Wert (verlustbehaftet)	[m/s]
W	Elektrische Arbeit	[Wh]
W_{ARTUS_red}	Reduzierte benötigte elektrische Arbeit des ARTUS-Antriebs	[Wh]
$W_{Antrieb}$	Vom Antrieb benötigte elektrische Arbeit	[Wh]
$W_{Antrieb_red}$	Reduzierte benötigte elektrische Arbeit des Antriebs	[Wh]
$W_{Batterie}$	Gesamte elektrische Arbeit der Batterie	[Wh]
$W_{Schatten}$	Während der Schattenhase von der Batterie zur Verfügung gestellte elektrische Arbeit	[Wh]
x	Tiefe des Solarpanelblocks im Transportzustand	[m]
X	Zu bestimmende Höhe des PMD-Orbits	[km]
y	Breite der Satellitenwand	[m]
Y	Zu bestimmende PMD-Dauer	[yr]
z	Höhe der Satellitenwand	[m]
z	Orbithöhe	[km]
z_{GEO}	Geostationäre Orbithöhe	[km]
Ω	Argument des aufsteigenden Knotens	[°]
$d\Omega_{2\pi}$	Änderung des aufsteigenden Knotens über einen Orbitumlauf	[°]
$d\Omega_d$	Tägliche Änderung des aufsteigenden Knotens	[°]
α	Mittelpunktswinkel	[°]
β	Formparameter	[-]
β	Winkel	[°]
γ	Flugrichtungswinkel	[°]
γ_1	Flugrichtungswinkel vor dem eigentlichen Manöverpunkt	[°]
γ_2	Flugrichtungswinkel nach dem eigentlichen Manöverpunkt	[°]
ε	Spezifische Bahnenergie	[km ² /s ²]
ε_1	Spezifische Bahnenergie (Orbit 1)	[km ² /s ²]
ε_2	Spezifische Bahnenergie (Orbit 2)	[km ² /s ²]
ε_T	Spezifische Bahnenergie (Transferellipse)	[km ² /s ²]
η	Wirkungsgrad	[-]
θ	Elevationswinkel	[°]
θ	Skalierungsfaktor	[-]
θ_1	Mittelpunktswinkel vom Startpunkt des Manövers bis zum eigentlichen Manöverpunkt	[°]
θ_2	Mittelpunktswinkel vom eigentlichen Manöverpunkt bis zum Endpunkt des Manövers	[°]
λ	Ausfallrate	[-]
μ	Standard Gravitationsparameter	[kg ³ /s ²]
ϑ	Wahre Anomalie	[°]

ρ	Atmosphärische Dichte	[kg/m ³]
$\rho_{20^{\circ}C}$	Dichte bei 20°C	[g/cm ³]
$\rho_{25^{\circ}C}$	Dichte bei 25°C	[g/cm ³]
φ	Azimutwinkel	[°]
$\dot{\omega}$	Winkelgeschwindigkeit	[°/s]

1. Einleitung

Seit dem Start des ersten Satelliten „Sputnik-1“, der von der Sowjetunion am 4. Oktober 1957 in einen elliptischen Erdborbit gebracht wurde, begann ein bis heute stetiger Zuwachs der Objekte, die die Erde umkreisen. Neben den operationellen Satelliten, deren Anzahl durch die permanent steigende Rate an Raketenstarts immer größer werden wird, befindet sich nach mittlerweile 60 Jahren Raumfahrtgeschichte auch eine große Menge sogenannten *Weltraumschrotts* (engl.: Space Debris) in den erdnahen Orbits. Der Begriff *Weltraumschrott* beschreibt dabei von Menschen erzeugte Objekte, die durch vergangene oder noch laufende Weltraummissionen in den Orbits verblieben sind. Dazu gehören einerseits nicht mehr aktive Satelliten, die seit dem Ende ihrer nominellen Mission weiter die Erde umkreisen, bis sie letztendlich durch einen Wiedereintritt in die dichtere Erdatmosphäre verglühen. Andererseits fallen auch ausgebrannte Raketenstufen und Objekte, wie beispielsweise Abdeckungen, die bei Aufnahme der Missionstätigkeiten von den Satelliten abgetrennt wurden oder Fragmente, die durch Kollisionen oder Explosionen entstanden sind, unter den Begriff des Weltraumschrotts [1].

Aufgrund der hohen Geschwindigkeiten, die Objekte auf Umlaufbahnen um die Erde besitzen und den somit sehr hohen Relativgeschwindigkeiten zwischen Objekten mit unterschiedlichen Bewegungsrichtungen, bilden gerade diese nicht kontrollierbaren Elemente eine große Gefahr für Satellitenmissionen. Der Großteil dieser Objekte ist darüber hinaus sehr klein ($<10\text{cm}$), was dazu führt, dass dieser Teil der Objekte von den heutigen Instrumenten nicht detektiert und somit auch keine kurzfristigen Präventionsmaßnahmen zur Vermeidung von Kollisionen vorgenommen werden können. Ein Objekt mit einem Durchmesser von einem cm kann dabei schon eine kinetische Energie besitzen, die ausreicht, um im Falle einer Kollision das Scheitern einer Satellitenmission zu verursachen [1].

Aus diesem Grund besteht die dringende Notwendigkeit, Wege und Methoden zu finden, um einen weiteren Anstieg der Anzahl der unkontrollierten Objekte im erdnahen Weltraum zu verhindern. Bereits in den frühen Siebzigerjahren begannen Autoren sich mit dem Thema *Space Debris* auseinanderzusetzen, bis dann Ende der Achtzigerjahre ein erster Standard zur Anforderung von Risikoeinschränkungen für Raumfahrtsysteme von der ESA verfasst wurde. Mittlerweile wurden zahlreiche Richtlinien von den weltweiten Raumfahrtbehörden ins Leben gerufen, die genaue Risiko- und Zuverlässigkeitsgrenzwerte sowie Strategien und Prozeduren festlegen, durch die die Zerstörung von Satelliten und somit die Produktion von weiteren Teilchen, verhindert werden soll [2]. Hier ist als Beispiel die ISO 24113 zu nennen, in der bestimmte Anforderungen definiert werden, die über verschiedene technische Lösungsansätze umgesetzt werden können. Diese wurde im Jahre 2014 auch von der ESA als anzuwendender Standard definiert, sodass die darin beschriebenen Richtlinien seither für jede europäische Satellitenmission gelten. Eine dieser Umsetzungsmöglichkeiten ist die bisher gängige (klassische) *End-of-Life* Strategie (EOL-Strategie), die vorsieht, dass nach der nominellen Mission des Satelliten im Zuge des sogenannten *Post Mission Disposal* (PMD) durch eine sogenannte *Passivierung* jegliche verbliebene Energie aus dem Satellitensystem entfernt werden und dieser anschließend, innerhalb von höchstens 25 Jahren in die Erdatmosphäre wiedereintreten muss [3]. Aus dieser Vorgehensweise ergeben sich jedoch diverse Nachteile und Gefahren bezüglich einer Verschlechterung der aktuellen Space Debris Umgebung [2].

Das Ziel dieser Masterthesis ist es, eine Alternative zu dieser bisherigen EOL-Strategie zu entwickeln, analysieren und bewerten, bei der auf die Passivierung verzichtet werden kann, ohne die bestehenden Regeln zu verletzen. Diese Änderung hätte zur Folge, dass, solange sich die Satelliten in einem Erdborbit befinden, die Kontrollierbarkeit erhalten bleibt und somit mögliche Kollisionen mit existierendem Weltraumschrott durch Manöver verhindert werden können.

Um die klassische End-of-Life Strategie bestmöglich mit der alternativen End-of-Life Strategie vergleichen zu können, werden in verschiedenen Schritten alle für eine Satellitenmission erforderlichen Ressourcen (Kosten, Treibstoff, Power etc.) ausreichend genau kalkuliert.

Damit die Analyse möglichst repräsentativ für häufige Anwendungsfälle ist und gleichzeitig den Rahmen einer Masterarbeit nicht übersteigt, soll im Vorfeld der Analysen die am meisten bevölkerte Low-Earth-Orbit (LEO-) Region ermittelt werden, wofür im ersten Schritt verschiedene Orbits anhand ihrer Space Debris Dichte miteinander verglichen werden. Die Informationen werden hierbei von den ESA-Tools *DRAMA-2.0* und *MASTER-2009* (im Folgenden nur noch *DRAMA* und *MASTER* genannt) bezogen, welche die Daten auf Basis eines statistischen Modells generieren, das auf den Ergebnissen diverser Beobachtungskampagnen basiert [4].

Um eine möglichst gute Vergleichbarkeit herzustellen, soll dabei eine Beispielmission betrachtet werden, auf die nacheinander die klassische und die alternative End-of-Life Strategie adaptiert wird. Die Festlegung des Missionstyps soll dabei auf Basis von aktuellen Daten über operationelle Satelliten erfolgen, um auch hierfür die repräsentativsten Annahmen für die weiteren Analysen zu ermitteln. Für die ermittelte Beispielmission wird anschließend ein Referenzsatellit mit einer bestimmten Masse und Größe bestimmt, dessen PMD-Phase nach einer ebenfalls zu bestimmenden Missionsdauer unter Berücksichtigung beider Strategien hinsichtlich verschiedener Risiken betrachtet wird. Es soll dabei für die alternative EOL-Strategie ermittelt werden, in welcher Weise das PMD durchgeführt werden muss, um sowohl die Ressourcenanforderungen, als auch die Risiken zu minimieren. Zu diesem Zweck soll durch die Analysen Kenntnis darüber erlangt werden, wie die zu variierenden Parameter, wie beispielsweise die Höhe des PMD-Orbits, mit der eine bestimmte PMD-Dauer einhergeht oder die Art des Transfers zu diesem Orbit, sich auf die Risiken und das Satellitensystem auswirken.

Im letzten Schritt sollen abschließend alle Ergebnisse in einer Trade-Off Studie einem Vergleich auf der Basis gewichteter Kriterien unterzogen werden, um letztendlich die bestmöglichen Erkenntnisse darüber zu erlangen, ob und wenn ja, mit welchen Parametern, eine Umsetzung der betrachteten alternativen End-of-Life Strategie sowohl technisch als auch finanziell machbar und lohnenswert ist.

2. Space Debris

Zum aktuellen Zeitpunkt befinden sich Objekte verschiedenster Kategorien in den Umlaufbahnen um die Erde, von denen die über 1400 aktiven Satelliten (~780 LEO-Satelliten) nur einen sehr kleinen Teil einnehmen [5]. Der größte Teil der Objekte fällt unter den Begriff *Space Debris* oder *Weltraumschrott*, wobei sich dieser Anteil wiederum in eine ganze Reihe unterschiedlicher Objektarten verschiedener Herkunft aufteilt. All diese Objekte haben jedoch gemeinsam, dass sie von der Menschheit in Umlaufbahnen um die Erde gebracht wurden.

Tabelle 1 listet hierfür die verschiedenen Arten der Space Debris Objekte auf Basis der mit *MASTER* generierten Daten auf und welchen Anteil diese an der Space Debris Population in der LEO-Region einnehmen.

Tabelle 1: Arten der Space Debris Objekte und ihr Anteil an der Population im LEO-Regime

Debris-Art (LEO)	Anteil [%]
Explosionsfragmente	33,51
Kollisionsfragmente	22,71
NaK-Droplets	0,13
SRM-Slag	27,93
Ejecta	15,71
LMRO	0,02

Im Folgenden werden die einzelnen Objektarten genauer erläutert [4]:

- Explosionsfragmente beschreiben Debris Objekte, die durch die Zerstörung eines Satelliten aufgrund systeminterner Umstände entstanden sind. Als Beispiel sind hier Tankexplosionen durch Materialalterung, chemische Reaktionen im Inneren nicht entladener Batterien und Explosionen durch explosive Ladungen von Militärsatelliten zu nennen. Die Explosionsfragmente machen in den LEO-Orbits mit 33,5% den größten Anteil der Space Debris Population aus.
- Als Kollisionsfragmente werden hingegen Objekte bezeichnet, die durch Kollisionsereignisse zwischen Satelliten untereinander oder zwischen Satelliten und Space Debris Objekten entstanden sind. Wie in Abschnitt 2.2 genauer erläutert, gab es in der Raumfahrtgeschichte bisher diverse Kollisionsereignisse, die zu einer drastischen Veränderung der Space Debris Umgebung durch einen enormen Anstieg der Space Debris Population geführt haben. Die Kollisionsfragmente nehmen mit 22,7% ebenfalls einen bedeutenden Teil der Gesamtpopulation ein.
- Bei den NaK-Droplets (Natrium-Kalium Tropfen) handelt es sich um ein Ausstoßprodukt der von Nuklearenergie angetriebenen *RORSAT*-Satelliten (Radar Ocean Reconnaissance Satellite), die zwischen 1967 und 1988 von der Sowjetunion in niedrige Erdbits gestartet wurden [6]. Das Gemisch wurde als Kühlmittel für die Nuklearreaktoren verwendet und während der Öffnung des Kühlkreislaufes in den Orbit freigesetzt. Dort bildete es Tropfen von bis zu einem Durchmesser von fast 6 cm. Diese Objekte bilden jedoch nur einen sehr geringen Teil von 0,1% der Gesamtpopulation.
- SRM-Slag (SRM = Solid Rocket Motor) beschreibt ein Ausstoßprodukt von Feststoffboostern, das durch die Zündung der Booster freigesetzt wird. Das ausgestoßene Gas enthält kleine Aluminiumoxid-Partikel die bei der Treibstoffverbrennung entstehen [1]. Das Aluminium wird bei vielen Treibstoffkombinationen als Reduktionsmittel beigemischt und dient dazu, den Verbrennungsprozess zu stabilisieren. Die Aluminiumpartikel nehmen, neben den

Explosionsfragmenten, mit 27,9% den zweitgrößten Teil der Debris Objekte ein. Jedoch bewegen sich die Größen der Partikel lediglich in einem sehr kleinen Bereich von nur 1 μm – 50 μm .

- Als Ejecta [dt.: „Auswurf“] werden hingegen Partikel bezeichnet, die durch den Einschlag von Debris Objekten auf anderen Oberflächen, wie beispielsweise einer Satellitenoberfläche, entstehen. Da diese Einschläge zwar meistens nur durch kleine Debris Objekte hervorgerufen werden, diese jedoch mit einer sehr hohen Geschwindigkeit auf die jeweilige Oberfläche auftreffen, wird, ähnlich wie bei einem Meteoriteneinschlag auf der Erde, Material von der Oberfläche verdrängt und weggestoßen.
- Die letzte SD-Kategorie sind die sogenannten LMRO (Launch/Mission Related Objects), die von Satelliten oder Oberstufentriebwerken am Anfang einer Mission in den Orbit entlassen wurden. Es handelt sich dabei beispielsweise um Abdeckungen von Instrumenten, wie zum Beispiel Sensoren, oder Triebwerken, die zum Schutz während der Startphase vorgesehen sind. Sie nehmen jedoch nur einen verhältnismäßig sehr geringen Teil ($\sim 0,02\%$) der Gesamtpopulation ein.

Im Allgemeinen variieren Die Objekte sowohl in ihrem Durchmesser als auch in ihrer Masse über mehrere Größenordnungen. Der größte Teil der Objekte besitzt dabei gerade mal einen Durchmesser im Mikro- und Millimeter- und ein Gewicht im Mikrogramm-Bereich, wie das folgende, ebenfalls mit *MASTER* erstellte, Diagramm verdeutlicht.

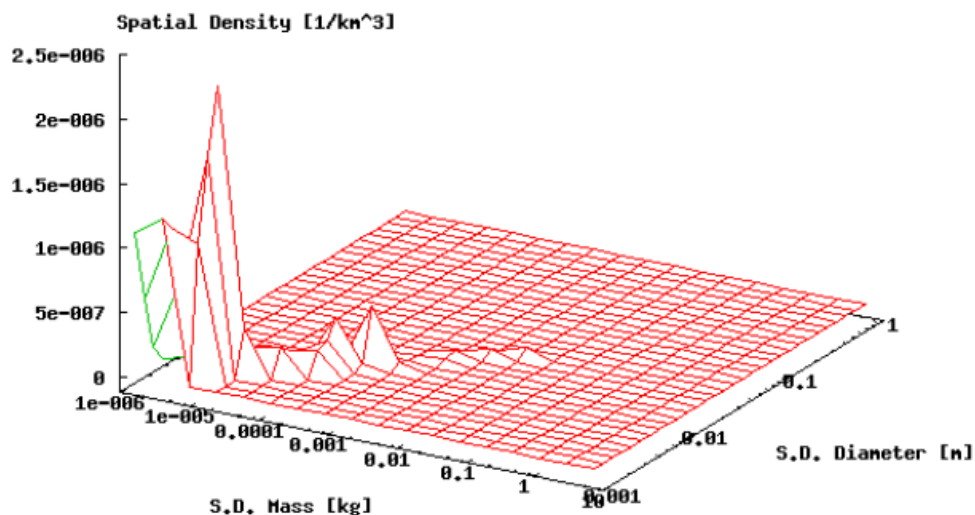


Abbildung 1: Räumliche Dichte des Space Debris gegenüber der Masse und des Durchmessers

Es ist deutlich zu erkennen, dass der größte Teil der Objekte (98,5%) im LEO-Bereich eine Masse von weniger als 1 g besitzt, wobei dementsprechend ungefähr 98,5% der Space Debris Teilchen auch nur kleiner als 1 cm sind. Generell kann zum heutigen Zeitpunkt angenommen werden, dass die Detektionsgrenze dieser Objekte bei ca. 10 cm liegt, wodurch ein großes Problem für Raumfahrtmissionen deutlich wird. Dies bedeutet somit, dass aufgrund des State-of-the-Art der heutigen Trackingtechnologien nur ein Anteil von weniger als 0,1% der gesamten LEO-Population detektiert werden kann. Der Größte Teil ist demnach nicht detektierbar und stellt folglich eine große Gefahr für heutige Satellitenmissionen dar, da bereits kleine Objekte großen Schaden am Satelliten anrichten können. Da man aufgrund der vielen nicht beobachtbaren Kollisionsobjekte keinen aktiven Schutz, wie beispielsweise Collision Avoidance Manöver (CA-Manöver), also Manöver, um potenziellen Kollisionsteilchen auszuweichen, vornehmen kann, muss im Vorfeld auf andere Wege der Kollisionsprävention ausgewichen werden.

Hier gibt es zum einen die Möglichkeit, bereits in der Missionsplanung die Werte für die räumliche Dichte der verschiedenen Orbits und somit auch die Kollisionswahrscheinlichkeiten zu analysieren, um so geeignete und möglichst ungefährliche Orbitregionen für die Satellitenmission zu identifizieren, solange diese mit den sonstigen Anforderungen (z.B. Nutzlastanforderungen) vereinbar sind. Des Weiteren können die Auswirkungen von kleineren Kollisionen auch über ein robustes Design des Satelliten in einem annehmbaren Bereich gehalten werden. Auf diese Aspekte hinsichtlich des Satellitendesigns soll in dieser Arbeit jedoch nicht tiefer eingegangen werden.

2.1 Space Debris Umgebungen

Aufgrund der sehr unterschiedlich ausgeprägten Nutzungshäufigkeit der verschiedenen Orbits und der damit verbundenen Debris-Entstehung, gibt es beträchtliche Differenzen in den Werten für die räumliche Dichte, sowohl über den Höhenverlauf als auch über den Inklinations- bzw. Deklinationsverlauf.

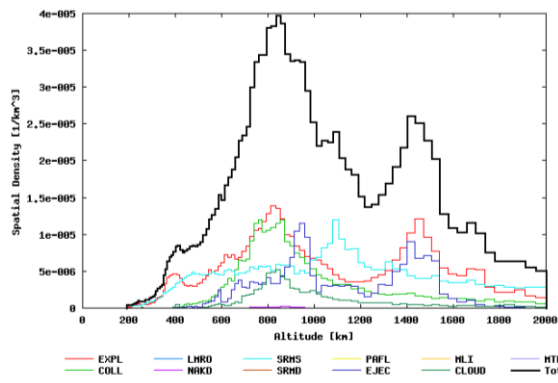


Abbildung 2: Verteilung der räumlichen Dichte der Space Debris Population für den LEO-Bereich

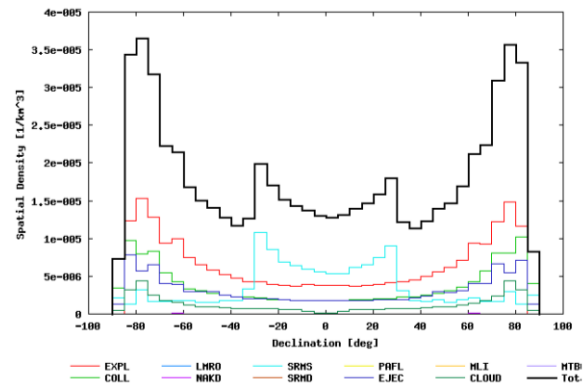


Abbildung 3: Verteilung der räumlichen Dichte der Space Debris Population für einen Deklinationsbereich von -90° bis 90°

Wie Abbildung 2 zu entnehmen, gibt es Orbithöhen, in denen die räumliche Dichte im Maximum mit ca. $2,5 \cdot 10^{-5}$ bis $4 \cdot 10^{-5}$ [1/km³] um ein Vielfaches höher liegt als in anderen Höhenbereichen. So existiert in einer Höhe von ca. 700 km bis 1000 km ein deutlich zu erkennender Ballungsraum in der Space Debris Population. Eine weitere Anhäufung von Space Debris ist in einer Orbithöhe um 1400 km zu erkennen. Der erstgenannte Spitzenwert ist hierbei auf die starke Nutzung dieser Orbitregion beispielsweise durch Erdbeobachtungssatelliten zurückzuführen. Die Spitze im Bereich von ca. 1400 km hingegen wurde durch eine große Anzahl russischer Satelliten erzeugt, die dort fragmentiert sind [7].

Ebenfalls große Unterschiede in der räumlichen Dichte ergeben sich auch über den Verlauf der Deklination, wie er in Abbildung 3 zu sehen ist. Hier ist auffallend, dass der Maximalwert in der räumlichen Dichte von ungefähr $4 \cdot 10^{-5}$ Objekten pro Kubikkilometer in den polaren Orbits mit Inklinationen um 90° erreicht wird, was auf den verhältnismäßig großen Anteil von ~67% der Satellitenmissionen mit Sonnensynchronen bzw. polaren Orbits von den LEO-Missionen zurückzuführen ist [5].

2.2 Space Debris Entwicklung und historische Ereignisse

Wie in der Einleitung bereits erwähnt, begann die Entwicklung der Space Debris Umgebung um die Erde mit dem ersten Start eines Satelliten (Sputnik-1) im Jahr 1957. Zu diesem Zeitpunkt ist ein stetiger Prozess in Gang gesetzt worden, der bis heute für eine ansteigende Anzahl an Space Debris Objekten sorgt. Wie in Abbildung 4 zu erkennen, gibt es neben dem schwankenden Anstieg der Space Debris Dichte auch Zeitpunkte (2007, 2009), an denen diese sprunghaft ansteigt. Das Diagramm beschränkt sich dabei auf die Darstellung der Explosions- und Kollisionsobjekte, da diese in den folgenden Analysen von besonderem Interesse sind. Es wurde dabei ein Höhenbereich von 200 km bis 2000 km und Objektgrößen von 1 cm bis 10 m berücksichtigt.

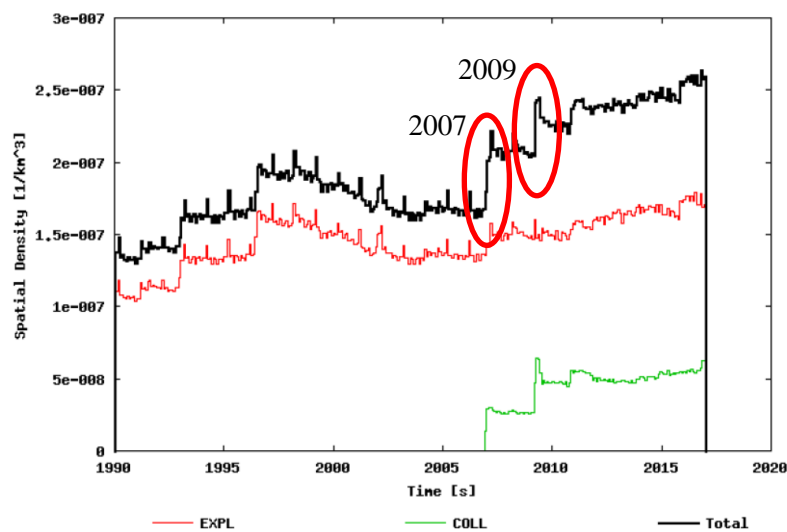


Abbildung 4: Entwicklung der Explosions- und Kollisionsfragmente seit 1990

Wie der Abbildung zu entnehmen ist, liegt der Grund für die sprunghaften Anstiege in einer schlagartigen Erhöhung der Anzahl der Kollisionsfragmente, welche auf zwei historische Ereignisse der bisherigen Raumfahrtgeschichte zurückzuführen sind, die im Folgenden genauer erläutert werden. Der erste große Sprung zeigt dabei die Auswirkungen der gezielten Zerstörung des chinesischen Wettersatelliten *Fengyun-1C* durch die chinesische Regierung am 11. Januar 2007 [8]. Er befand sich während seiner Mission auf einem Orbit in ca. 850 km Höhe und wurde durch eine Mittelstreckenrakete gezielt abgeschossen. Durch dieses Ereignis stieg die Anzahl der SD-Objekte in dieser Höhenregion um mehr als 40000 Objekte mit Durchmessern von über einem Zentimeter an [9]. Der zweite enorme Anstieg in der Anzahl der Debris Objekte wurde durch eine Kollision von zwei Satelliten hervorgerufen. Bei diesen handelte es zum einen um den 689 kg schweren Telekommunikationssatelliten *Iridium 33* der Vereinigten Staaten von Amerika, der am 14. September 1997 an Bord einer russischen Proton Rakete auf einen Orbit von 780 km gebracht wurde. Zum anderen war hier der russische Satellit *Cosmos 2251* beteiligt, der am 16. Juni 1993 von einer *Kosmos 3M* Rakete auf eine Umlaufbahn in einer Höhe von 800 km transportiert wurde. Diese Kollision sorgte für einen Zuwachs in der Anzahl der SD-Objekte von ungefähr 2000 neuen Objekten mit einem Durchmesser von mindestens 10 cm und tausenden weiteren Fragmenten geringerer Größe [10]. Die Betrachtung dieser beiden drastischen Ereignisse verdeutlicht, welcher Stellenwert der Vermeidung weiterer Kollisionen, sei es zwischen Satelliten untereinander oder Satelliten mit Space Debris Objekten, in Zukunft zukommt. Dies liegt insbesondere darin begründet, dass durch einen Anstieg der Space Debris Population die Wahrscheinlichkeit für neue Kollisionen ansteigt. Das Abbildung 5 zeigt die simulierte Entwicklung der Space Debris Population in den nächsten 50 Jahren aufgeteilt in der Anzahl der Kollisions- und der Explosionen unter der Bedingung, dass mit den

Vorgehensweisen weiter verfahren wird wie bisher. Die Propagation wurde dabei mit dem Tool MASTER der ESA erstellt.

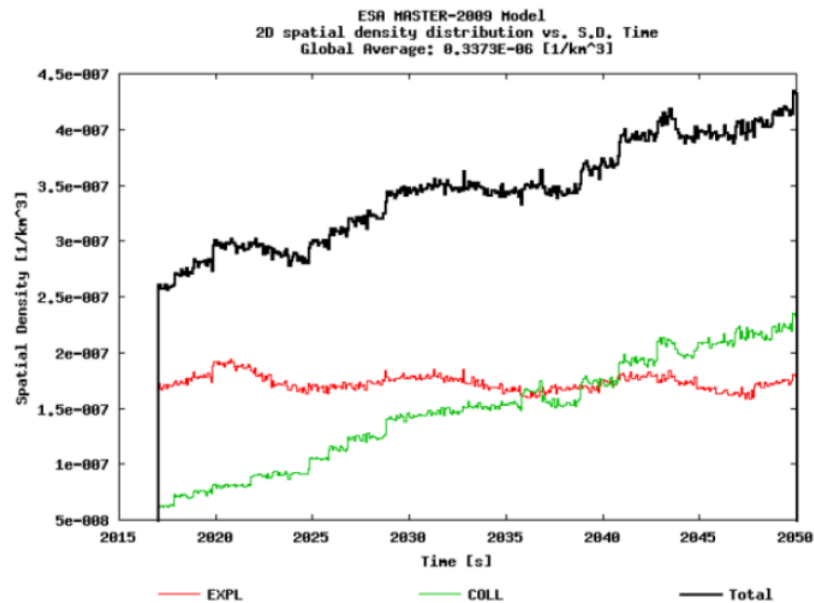


Abbildung 5: Simulierte Entwicklung der Explosions- und Kollisionsfragmente (zwischen 1 cm und 10 cm) bis 2050

Es ist zu erkennen, dass die Anzahl der Explosionsfragmente anfangs größer ist als die Anzahl der Kollisionsfragmente. Diese bleibt jedoch über den gesamten simulierten Zeitraum, mit der Ausnahme kleiner Variationen durch die variierende Sonnenaktivität, nahezu konstant. Die Anzahl der Kollisionsfragmente hingegen weist jedoch einen stetigen Aufwärtstrend auf, was folglich dazu führt, dass nach ungefähr 10 simulierten Jahren die Anzahl der Kollisionsfragmente die Anzahl der durch Explosionen entstandenen Objekte zunehmend übersteigt.

Die Simulation verdeutlicht, dass die Wahrscheinlichkeit für Explosionen, die ebenfalls für neue Fragmente in den Orbits verantwortlich sind, in keiner Korrelation zu der Anzahl der SD-Objekte in den Erdbits steht und nur durch ein gezieltes Satellitendesign verringert werden kann. Die Anzahl der Kollisionsfragmente hingegen steigt, trotz der bereits geltenden SDM-Anforderungen durch eine Art Schneeballeffekt, immer weiter an. Dieser sich selbst beschleunigende Effekt wird auch als Kessler Syndrom bezeichnet und beschreibt, dass eine größere Anzahl von SD-Objekten gleichzeitig zu einem Anstieg der Kollisionen führt [11].

Dies liegt unter anderem darin begründet, dass sich der Prozess der Selbstheilung bzw. der Selbstreinigung der Erdbits mit größer werdender Orbithöhe drastisch verlangsamt. Der Grund hierfür ist die mit Anstieg der Orbithöhe annähernd exponentiell sinkende Dichte der Erdatmosphäre (s. Abschnitt 5.5), deren Reibungseffekt der Hauptmechanismus für den selbstständigen natürlichen Wiedereintritt (ND – Natural Decay) ist. Abbildung 6 zeigt diesbezüglich, wie stark sich die Dauer bis zum natürlichen Wiedereintritt mit ansteigender Orbithöhe für ein Objekt mit einem Fläche-Masse-Verhältnis (AMR – Area-to-mass ratio) von 0,01 [m²/kg] verlängert.

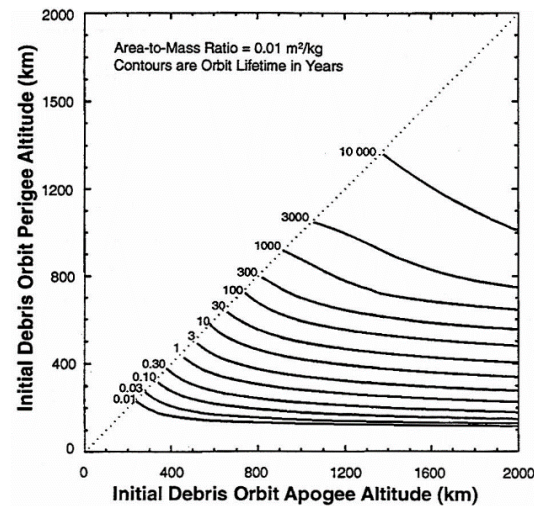


Abbildung 6: Orbitlebensdauer für ein SD-Objekt mit einer AMR = 0,001 [m²/kg] in Abhängigkeit des Startorbits [12]

Bereits innerhalb des LEO-Bereichs, ab einer Orbithöhe von ungefähr 700 km, liegt die Zeit für einen ND bereits bei ca. 100 Jahren. Dies verdeutlicht die Notwendigkeit, den Anstieg der SD-Population zu verhindern, da Objekte bereits in den niedrigeren LEO-Bereichen zu einem permanenten Risikofaktor für Raumfahrtmissionen werden.

Es lässt sich somit festhalten, dass die bisherigen Verfahrensweisen bezüglich des Post Mission Disposals nach der nominellen Mission eines Satelliten neu reflektiert werden müssen, um einen weiteren Anstieg der Space Debris Population einzudämmen.

3. Satellitenmissionen

3.1 Missionsphasen

Vom den ersten Anfängen einer Satellitenmission bis zu dem Tag, an dem der Satellit von einer Trägerrakete in seinen Missionsorbit gebracht wird, vergehen in der Regel viele Jahre der Planung und Entwicklung. Dieser Zeitraum kann sich, abhängig von der Komplexität und dem Umfang der jeweiligen Mission, bereits auf einen Zeitraum von bis zu 15 Jahren erstrecken. Für ESA-Missionen wird, wie in Abbildung 7 zu erkennen, eine Raumfahrtmission in sechs Phasen (A-F) eingeteilt, von denen jede mit einem sogenannten *Meilenstein* endet, bei dem ein Review über die vergangene Phase verfasst wird. An jedem Meilenstein müssen somit alle Aufgaben einer Phase beendet sein, damit in eine neue Phase übergegangen werden kann. Generell können die Aufgaben während einer Raumfahrtmission jedoch auch in vier größere Aufgabenabschnitte aufgeteilt werden [13].

Im ersten Schritt wird dabei innerhalb einer Studie ein Konzept ausgearbeitet, wodurch eine grobe Definition der Mission und ihrer Komponenten bestimmt wird. Als nächstes wird diese Entwicklung konkretisiert und bereits ein Design für die Komponenten des Satellitensystems erarbeitet. Je nach Umfang und Komplexität der Satellitenmission wird hier bereits Hard- und Software zu Testzwecken entwickelt. Im Anschluss daran beginnt der Entwicklungs- und Produktionsprozess der Hard- und Software für die tatsächliche Mission, die sogenannte Flughardware bzw. Flugsoftware. Nachdem diese Aufgaben abgeschlossen sind, beginnt noch innerhalb desselben Abschnitts, die tatsächliche Satellitenmission mit dem Start der Trägerrakete, die den Satelliten auf seinen Zielorbit bringt. Der letzte der vier Abschnitte beschreibt sowohl den täglichen Betrieb des Satelliten während seiner nominellen Mission, als auch den Zeitraum danach, der ausschließlich die Entfernung des Satelliten aus der Weltraumumgebung beinhaltet. Die Benennung der einzelnen Phasen ist dabei nicht fest vorgegeben, sondern kann, je nach Auftraggeber der Mission variieren [13].

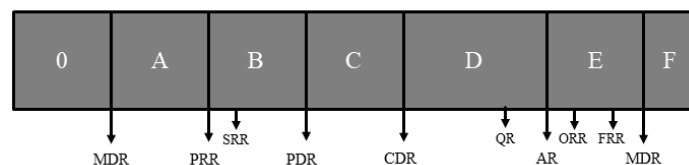


Abbildung 7: Phasen einer Raumfahrtmission [13]

Die Erläuterung der in Abbildung 7 verwendeten Abkürzungen können Tabelle 2 entnommen werden.

Tabelle 2: Erläuterungen der Phasen (links) und Abkürzungen (rechts) [13]

0: Missionsanalyse, Anforderungsidentifizierung	MDR: Mission Definition Review
A: Machbarkeitsstudie	PRR: Preliminary Requirements Review
B: Vorläufige Definition	SRR: System Requirements Review
C: Detaillierte Definition	PDR: Preliminary Design Review
D: Produktion/ATLO	CDR: Critical Design Review
E: Nutzung	QR: Qualification Review
F: Disposal	AR: Acceptance Review
	ORR: Operational Readiness Review
	FRR: Flight Readiness Review

3.2 Missionsarchitektur

Neben der chronologischen Einteilung einer Mission in Phasen, lässt sich zusätzlich eine Einteilung in mehrere Missionselemente vornehmen, wobei die hier gewählte Darstellung nur einen groben Überblick über die einzelnen Facetten einer Mission gibt.

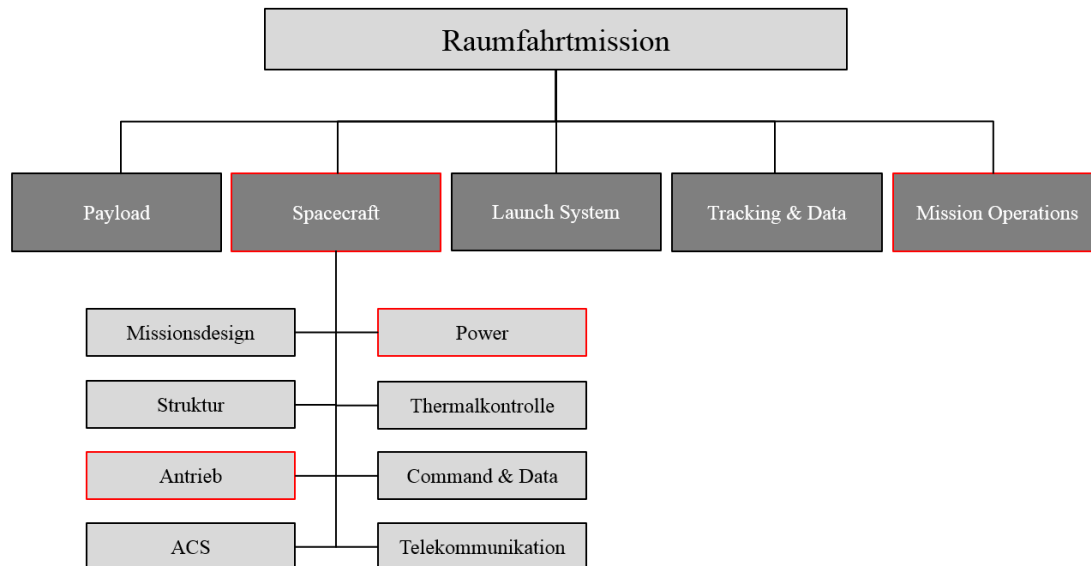


Abbildung 8: Elemente einer Raumfahrtmission [14]

Die rot umrandeten Elemente bzw. Satellitensubsysteme stellen die für die in dieser Arbeit durchgeführte Analyse relevantesten Missionselemente dar. Hierbei handelt es sich zum einen um das Spacecraft, also das Satellitensystem selbst, das durch die Änderung der EOL-Strategie, insbesondere durch die längere Betriebsdauer, einen erheblichen Einfluss erfährt. Hierbei sind zwei Subsysteme, das Antriebs- und das Powersubsystem deutlich hervorzuheben, da diese sowohl die chemische Energie in Form von Treibstoff oder die elektrische Energie als Grundlage für den Betrieb des Satelliten gewährleisten müssen. Es ist somit damit zu rechnen, dass sich einerseits Tankstrukturen vergrößern, Treibstoffmassen erhöhen oder die Größe von Solarpanelen und Batterien zunehmen, um bis zum Ende des PMDs genügend Energie liefern zu können.

Ein weiterer Aspekt, der für die hier durchgeführten Betrachtungen eine große Rolle spielt, sind die sogenannten Mission Operations, deren einzelne Aufgaben im folgenden Kapitel näher erläutert werden. Innerhalb der Mission Operations wird sichergestellt, dass der Satellit permanent von einer Bodencrew betreut wird, sodass diese einerseits den Status des Satellitensystems überwacht, aber gleichzeitig auch eventuelle Manöver kommandiert, sobald die Gefahr einer Kollision absehbar ist. Dieser Aspekt bildet den Kerngedanken hinter der Idee der alternativen EOL-Strategie, dass der Satellit bis zum Zeitpunkt seines Wiedereintritts weiter betrieben werden soll, sodass sich für die Mission Operations ebenfalls ein großer Einfluss ergibt. Dieser Einfluss bezieht sich dabei jedoch in erster Linie auf die Kosten für die Beschäftigung der zur Bodencrew gehörenden Personen.

Grundsätzlich sind jedoch nahezu alle Subsysteme von einer Änderung der EOL-Strategie betroffen, mit Ausnahme der Payload, die nach der nominellen Mission deaktiviert wird. Dies stellt hinsichtlich des Powermanagements einen Vorteil dar, da die so eingesparte elektrische Energie für den Weiterbetrieb des Satelliten genutzt werden kann.

Damit beispielsweise die Statusabfrage des Satelliten oder das Senden von Kommandos überhaupt möglich sind, muss zu jedem Zeitpunkt des Satellitenbetriebs das Telekommunikationssystem voll

funktionsfähig sein. Dieser Aspekt verbindet hierbei die Elemente des „Tracking & Data“ und der Mission Operations, da die Informationen, die vom Satelliten gesendet werden, die Grundlage für die Aktivitäten der Mission Operations darstellen. Des Weiteren ist dieses Subsystem auch für das Tracking, also Bestimmung der Position des Satelliten von hoher Bedeutung, ohne dieses die Vorhersage von möglichen Kollisionen nicht umsetzbar wäre.

3.3 Missionsoperationen

Die Missionsoperationen (MO – Mission Operations) umfassen alle Tätigkeiten, die von der Bodencrew einer Satellitenmission sowohl vor dem Start, als auch während der Betriebsphase des Satelliten durchgeführt werden. Die Tätigkeiten vor dem Start des Satelliten beinhalten dabei unter anderem sowohl die Entwicklung eines MO-Konzepts, Erstellung von Arbeits- und Trainingsplänen und Kostenabschätzungen. Während der Flugphase müssen zwar ebenfalls organisatorische Tätigkeiten, wie beispielsweise die Planung der Aktivitäten, durchgeführt werden. Vorrangig ist in dieser Phase jedoch eher die regelmäßige Kontrolle des Satellitensystems durch Statusabfragen und die Übersendung von Kommandos, beispielsweise zur Durchführung von CA- Manövern [13].

Es stellt sich zudem die grundlegende Frage, wie viele Personen (Operatoren) für die Bodencrew vorgesehen werden müssen, um die Missionsoperationen bewältigen zu können. Dies hängt dabei von den Anforderungen des Auftragsgebers ab, insbesondere von der seitens des Auftragsgebers festgelegten Risikoakzeptanz. Des Weiteren variiert die Anzahl der benötigten Operatoren aber auch deutlich danach, ob es sich bei der Satellitenmission um eine kommerzielle, militärische oder wissenschaftliche Mission handelt. Dieser Aspekt ist für die hier durchgeführten Betrachtungen von großem Interesse, insbesondere für den Zeitraum nach der nominellen Mission, da dies einen bedeutenden Einfluss auf die Kosten des Weiterbetriebs des Satelliten hat.

Die Berechnung der Kosten für die Beschäftigung einer Bodencrew wird hierbei anhand des benötigten Betriebskonzepts ermittelt, das beschreibt, ob beispielsweise eine permanente oder nur zeitweise Überwachung des Satellitensystems notwendig ist. Nimmt man hier an, dass dauerhaft (24/7) eine Bodencrew für den Satelliten zuständig sein muss, so entspricht dieser 24-Stunden-Betrieb 8760 Betriebsstunden pro Jahr (24 Stunden, 365 Tage). Es wird zudem davon ausgegangen, dass ein Personenjahr 1680 Stunden beträgt, womit ein Operator somit für diese Anzahl an Stunden im Jahr zur Verfügung steht. Für dieses Personenjahr können nun Kosten von ungefähr 120.000 € pro Jahr angenommen werden, die insgesamt für die Beschäftigung eines Operators anfallen. Die Gesamtkosten ergeben sich anschließend über die Anzahl der Operatoren, die zu jedem Zeitpunkt des Betriebs zur Verfügung stehen müssen [15].

3.4 Zuverlässigkeit

Ein sehr wichtiger Aspekt, der sich einerseits auf die Kosten und andererseits auf die Limitierung der Dauer einer Raumfahrtmission auswirkt, ist die Zuverlässigkeit. Da es nach dem Start keinerlei Möglichkeiten mehr gibt, außer über Kommandos auf den Satelliten Einfluss zu nehmen, ist es von größter Bedeutung, dass alle Subsysteme während der Missionsdauer einwandfrei funktionieren, da ansonsten ein Scheitern der Mission sehr wahrscheinlich ist.

Die Zuverlässigkeit wird dabei grundsätzlich über die sogenannte Überlebens- oder Zuverlässigkeitsfunktion beschrieben:

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (1)$$

Hierbei beschreibt t die Zeit und λ die Ausfallrate, wobei die Zuverlässigkeitsfunktion für konstante Ausfallraten einer Exponentialverteilung entspricht [16].

Der Zuverlässigkeitsverlauf lässt sich jedoch auch hinsichtlich einer nicht konstanten Ausfallrate beschreiben, wie es Wissenschaftler der Georgia Institutes of Technology in Atlanta getan haben. Diese haben hierzu das Ausfallverhalten von 1584 Satelliten analysiert, die innerhalb des Zeitraums von 1990 bis 2008 gestartet wurden. Dies hat ergeben, dass sich die Zuverlässigkeit mit einer Weibull-Verteilung mit folgendem Ausdruck modellieren lässt, wobei die Ausfallrate λ durch einen Ausdruck mit weiteren Parametern ersetzt wurde:

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta} \quad (2)$$

Wobei θ den Skalierungsfaktor und β den Formparameter darstellt. Diese wurden im Zuge der Analyse zu $\beta = 0,3875$ und $\theta = 8316$ bestimmt, sodass sich der in Abbildung 9 dargestellte zeitliche Verlauf der Zuverlässigkeit ergibt [17].

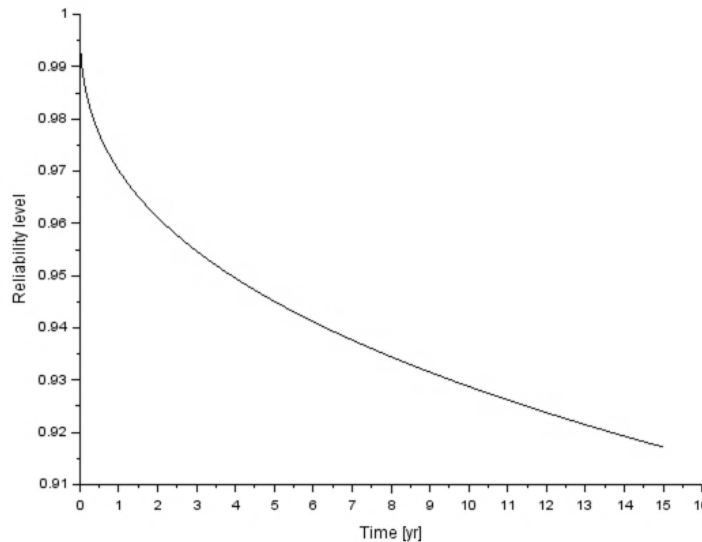


Abbildung 9: Modellierung der Zuverlässigkeit von Satelliten mit der Weibull-Verteilung [17]

Es ist jedoch auch grundsätzlich möglich, auf die Zuverlässigkeit eines Satelliten im Verlauf der Missionsplanung Einfluss zu nehmen. Zum einen lassen sich Bauteile für einen Satelliten bereits im Produktionsprozess für eine bestimmte Missionsdauer mit Hilfe von kostenintensivem Qualitätsmanagement und Testprozeduren qualifizieren, wodurch eine höhere Lebensdauer garantiert werden kann. Zum anderen kann eine erhöhte Zuverlässigkeit, insbesondere für kleinere und leichtere Bauteile, in Form von Redundanzen erzielt werden. Da jedoch größtenteils keine spezifischen Komponenten betrachtet werden sollen und zudem nur schwer abschätzbar ist, wie genau sich die Zuverlässigkeit oder die Kosten durch diese Maßnahmen verändern, werden diese Aspekte innerhalb der hier durchgeführten Analysen nicht miteinbezogen.

3.5 Subsystem - Antrieb

Ein, für die hier zu prüfende EOL-Strategie, sehr wichtiges Subsystem stellt der Antrieb dar. Das Antriebssystem übernimmt verschiedene Aufgaben im Laufe einer Raumfahrtmission, wobei es einerseits dafür zuständig ist, den Satelliten auf seinen Zielorbit zu bringen, dafür zu sorgen, dass dieser während der nicht durch Störeinflüsse auf einen anderen Orbit gerät und zudem nach seiner Mission wieder in die Erdatmosphäre eintreten kann. Andererseits ist der Antrieb auch das einzige Subsystem, das den Satelliten durch CA-Manöver vor einer möglichen Kollision mit Space Debris bewahren kann.

Es gibt dabei verschiedene Arten von Antrieben, die sich zum einen durch ihre Treibstoffkombination, durch ihren spezifischen Impuls I_{sp} und ihren erzeugten Schub F unterscheiden und unterschiedliche Vor- und Nachteile für die Missionsplanung bieten [13].

Im Zuge dieser Arbeit sollen sowohl chemische als auch elektrische Antriebe betrachtet werden, wobei sich dabei auf die gängigsten Antriebe beschränkt wird. Tabelle 3 listet die hier wichtigsten chemischen und elektrischen Antriebe auf.

Tabelle 3: Verschiedene Antriebsarten mit Schub- und I_{sp} -Werten [13]

	Antrieb	I_{sp} [s]	F [N]
Chemische Antriebe	Solid	280 - 300	$50 - 5 \cdot 10^6$
	Monopropellant	150 – 225	0,05 – 0,5
	Bipropellant	300 - 450	$5 - 5 \cdot 10^6$
	Dual Mode	330 s	3 – 200
	Hybrid	225 s	$225 - 3 \cdot 10^5$
Elektrische Antriebe	Hall effect thruster	1500 - 2000	$5 \cdot 10^{-6} - 0,1$
	Ion thruster	2000 - 6000	$5 \cdot 10^{-6} - 0,5$
	Arcjet	450 - 1500	0,05 – 5
	PPT (Pulsed Plasma Thruster)	1500	0,005 – 0,5

Es ist deutlich zu erkennen, dass die elektrischen Antriebe durch ihre hohen spezifischen Impulswerte von 300 – 3000 s deutlich effizienter arbeiten, als die chemischen Triebwerke mit einem I_{sp} -Bereich von 220 – 340 s.

Die Grundlagen für die hier dargestellten Werte sollen im Folgenden genauer erläutert werden.

3.5.1 Grundlagen der Raumfahrtantriebe

Grundsätzlich werden die Kosten eines Manövers mittels der dafür benötigten Δv -Menge beziffert. Das Δv beschreibt dabei die benötigte Geschwindigkeitsänderung, die das Manöver mit dem vorhandenen Antrieb des Raumfahrzeugs erzeugen muss. Je nachdem, wie effizient der vorhandene Antrieb ist, kann diese Δv -Änderung mehr oder weniger Treibstoff kosten. Die Effizienz eines Antriebs wird dabei durch den bereits erwähnten spezifischen Impuls I_{sp} angegeben, der wie folgt definiert ist:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_0} \quad [s] \quad (3)$$

Mit

F : Schub [N]
 \dot{m} : Treibstoffmassenstrom [kg/s]
 g_0 : Erdbeschleunigung [m/s²]

Der I_{sp} setzt den erzeugten Schub in Relation zu der dafür verbrauchten Treibstoffmenge, was somit Rückschlüsse über die Effizienz des jeweiligen Antriebs zulässt. Um wiederum berechnen zu können, welche Treibstoffmenge m_p ein bestimmter Antrieb mit gegebenem I_{sp} benötigt, um ein bestimmtes Δv zu erzeugen, muss die sogenannte Raketengrundgleichung von Ziolkowsky herangezogen werden:

$$\Delta v = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_0 - m_p}\right) = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (4)$$

mit

m_0 : Masse des Raumfahrzeugs vor dem Manöver
 m_f : Masse des Raumfahrzeugs nach dem Manöver
 m_p : Treibstoffmasse

Umgestellt nach m_p ergibt dies:

$$\frac{\Delta v}{g \cdot I_{sp}} = \ln\left(\frac{m_0}{m_0 - m_p}\right) \quad (5)$$

$$\Leftrightarrow m_p = m_0 \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{g \cdot I_{sp}}}\right) \quad (6)$$

$$\Leftrightarrow m_p = m_f \cdot \left(e^{\frac{\Delta v}{g \cdot I_{sp}}} - 1\right) \quad (7)$$

Da in den hier durchgeführten Betrachtungen immer von der Trockenmasse m_{dry} des Satelliten ausgegangen wird, sollte Formel (7) für die Berechnungen verwendet werden, da diese nur von der Masse des Satelliten nach dem Manöver abhängt. Sie bildet somit in den folgenden Analysen die Grundlage, um die benötigten Treibstoffmassen der Manöver zu berechnen, um so zu Vergleichszwecken abschätzen zu können, welches Treibstoffbudget für eine bestimmte PMD-Variante, insbesondere für das Transfermanöver, benötigt wird.

Eine weitere Rolle spielt hier, insbesondere bei den elektrischen Antrieben, die Zeit, die der Antrieb benötigt, um ein bestimmtes Δv zu erzeugen. Aufgrund der geringen Schübe der elektrischen Antriebe und der damit einhergehenden langsamen Beschleunigung, brauchen hier Manöver deutlich länger als mit chemischen Antrieben, weshalb diese auch als *Low-Thrust Transfers* (LT-Transfer) bezeichnet (s. Abschnitt 3.7.2) werden.

Zur Berechnung der Dauer eines Manövers können dabei folgende Gleichungen genutzt werden:

$$\Delta t = \frac{\Delta v}{f} \quad (8)$$

$$f = \frac{F}{m} \quad (9)$$

Hierbei beschreibt der Parameter f die Beschleunigung des Antriebs und Δt die Brenndauer, die benötigt wird, um den Satelliten mit seiner Masse m zu beschleunigen, bis das benötigte Δv erreicht ist. Es muss dabei angemerkt werden, dass es sich bei diesem Ausdruck lediglich um eine Näherung handelt, da sich während jedes Manövers die Masse (Satellitenmasse) ändert. Hierbei ist es in diesem Fall jedoch so, dass sich die Masse aufgrund der während des Manövers verbrauchten Treibstoffmasse verringert, was die Beschleunigung somit positiv beeinflusst. Dieser Effekt soll in den hier durchgeführten Berechnungen vernachlässigt werden, da sich dies somit der worst-case Annahme entspricht.

3.6 Subsystem - Power

Ein weiteres essenzielles Subsystem, das insbesondere hinsichtlich in Bezug auf eine Änderung der EOL-Strategie eine große Rolle spielt, ist das Powersubsystem. Es sorgt dafür, dass alle anderen Subsysteme des Satelliten mit elektrischer Energie versorgt werden und stellt somit einen unerlässlich Faktor für das Gelingen einer Raumfahrtmission dar. Ein Verlust der Power stellt eine der fatalsten Fehler dar, die innerhalb eines Satellitensystems auftreten können, da so das Scheitern der gesamten Mission unausweichlich ist. Es ist somit von besonderer Wichtigkeit, dass dieses Subsystem zu jedem Zeitpunkt eine einwandfreie Funktionalität aufweist.

Des Weiteren stellen diese, im Verhältnis zu anderen Komponenten des Satellitensystems, einen erheblichen Kostentreiber dar, wobei beispielsweise für Galliumarsenid Solarpanele pro Quadratmeter ein Preis von ca. **175.000 €** angenommen werden muss [18].

Zu den für die hier durchgeführten Betrachtungen relevantesten Komponenten des Powersubsystems gehören die Solarpanele, die dafür sorgen, dass die Energie der Sonne in elektrische Energie umgewandelt wird. Diese können, je nach Leistungsanforderungen, verhältnismäßig große Ausmaße annehmen, wodurch sie einen großen Anteil der Angriffsfläche des Satelliten für atmosphärischen Widerstand und Partikel ausmachen. Hierbei ist insbesondere ein Effekt hervorzuheben, bei dem unter anderem aufgrund von hochenergetischen Protonen aus Sonnenstürmen und Elektronen aus der unteren Schicht des Van-Allen-Strahlungsgürtels die Solarpanele mit der Zeit degradieren [14]. Dies führt dazu, dass die von den Solarpanelen erzeugte Leistung mit der Zeit, die sich der Satellit im Orbit befindet, immer weiter abnimmt. Es muss somit Sorge dafür getragen werden, dass die Solarpanele zu Beginn der Raumfahrtmission eine deutlich größere Leistungsmenge erzeugen als normalerweise benötigt wird, damit sie am Ende der Mission noch immer eine ausreichende Leistung zur Versorgung aller Subsysteme erzeugen können. Aus diesem Grund wird die benötigte Fläche der Solarpanele nach der sogenannten Begin-of-Life (BOL) Leistung ausgelegt, die über die Degradationsrate und der benötigten End-of-Life (EOL) Leistung bestimmt werden kann. Die Degradationsrate hängt dabei von mehreren Faktoren, wie beispielsweise thermischen Zyklen aufgrund der sich stetig ändernden thermischen Bedingungen der Sonnen- und der Schattenseite der Erde oder dem Material, aus dem die Solarzellen bestehen, ab. Ist die Degradationsrate bekannt, so kann mit folgender Formel bestimmt werden, wie sich die Leistung der Solarpanele für einen beliebigen Zeitraum verringert [13]:

$$P_{EOL} = P_{BOL} \cdot \left(1 - \frac{Degrad.}{yr}\right)^{T_{Mission}} \quad (10)$$

Die benötigte EOL-Leistung der Solarpaneele kann dabei über die Kapazität der Batterie bestimmt werden, da diese während der Sonnenphase komplett von den Solarpanelen komplett aufgeladen werden muss. Die Batterie, die ein weiteres wichtiges Element des Powersubsystems darstellt, übernimmt in jedem Umlauf die Energieversorgung der Satellitensysteme in dem Zeitraum der Schattenphase, während dieser die Solarpaneele aufgrund der nicht vorhandenen Sonneneinstrahlung keine Energie erzeugen können. Die Kapazität Q der Batterie ergibt sich somit über die elektrische Arbeit W , die von der Batterie zur Verfügung gestellt werden muss, welche wiederum aus der benötigten Leistung der Subsysteme P und der Dauer der Schattenphase $T_{Schatten}$ mit Formel (11) bestimmt werden kann.

$$W_{Batterie} = Q_{Batterie} \cdot U = P_{Subsysteme} \cdot T_{Schatten} \quad (11)$$

Ist der Wert der elektrischen Arbeit W bekannt, so kann die Kapazität Q der Batterie direkt durch Division mit der Betriebsspannung U des Satelliten ermittelt werden.

$$Q_{Batterie} = \frac{W_{Batterie}}{U} \quad (12)$$

Die Dauer der Schattenphase lässt sich dabei für einen Kreisorbit, wie er hier vereinfachend angenommen wird, über die Formel für einen Kreisbogen ermitteln, die wie folgt lautet:

$$b = \pi \cdot R_{Mission} \cdot \frac{\alpha}{180^\circ} \quad (13)$$

Wobei

- b : Länge des Kreisbogens
- $R_{Mission}$: Radius des Missionsorbits
- α : Mittelpunktswinkel

Abbildung 10 veranschaulicht hierfür die Parameter von Formel (13).

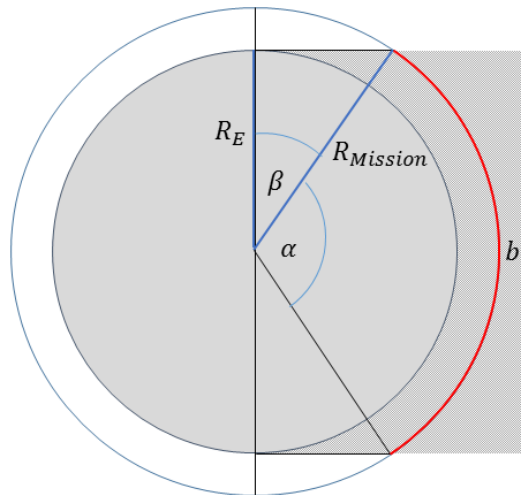


Abbildung 10: Darstellung der Parameter für die Berechnung der Schattenphasendauer

Wie Formel (13) zeigt, muss für die Bestimmung der Strecke b , die der Satellit während der Schattenphase zurücklegt, der Mittelpunktswinkel α bekannt sein, der sich, wie der Abbildung 10 zu entnehmen, aus dem Gegenwinkel des Zweifachen von Winkel β ergibt. Dieser kann aufgrund des bekannten Radius der Erde R_E und des des Missionsorbits $R_{Mission}$ mit Hilfe des Arkuskosinus bestimmt werden.

$$\cos(\beta) = \frac{R_E}{R_{Mission}} \quad (14)$$

$$\leftrightarrow \beta = \arccos\left(\frac{R_E}{R_{Mission}}\right)$$

Die Dauer der Schattenphase ergibt sich anschließend durch Division der ermittelten Strecke b und der Geschwindigkeit des Satelliten auf seinem Orbit.

Will man nun die benötigte EOL-Leistung ermitteln so muss dabei beachtet werden, dass die Solarpanele während der Sonnenphase nicht nur die Batterie komplett aufladen, sondern gleichzeitig auch die gesamte Versorgung der Subsysteme übernehmen müssen. Dies führt dazu, dass diese während des Zeitraums der Sonnenphase T_{Sonne} , deren Dauer sich aus der Differenz der Orbitperiode und der Dauer der Schattenphase $T_{Schatten}$ mit Formel (15) bestimmen lässt, eine entsprechend höhere Leistungsmenge erzeugt werden muss.

$$T_{Orbit} = T_{Sonne} + T_{Schatten} \quad (15)$$

Dabei muss beachtet werden, dass die Batterien technologiebedingt nur bis zu einem gewissen Anteil (DOC – Depth of Charge) entladen werden dürfen, welcher für gewöhnlich zwischen 60% und 80% liegt [19]. Das bedeutet, dass die Kapazität der Batterie entsprechend größer sein muss, sodass die Leistung, die von den Subsystemen und dem Antrieb während der Schattenphase benötigt wird, genau dem Anteil der erlaubten Entladung entspricht.

$$Q_{Batterie} = \frac{Q_{Schatten}}{1 - DOC} \quad (16)$$

Die von der Batterie für die Subsysteme und den Antrieb zur Verfügung gestellte elektrische Arbeit $W_{Schatten}$ ergibt sich somit letztendlich aus der benötigten Leistung für den Antrieb und die Satellitensubsysteme, sowie der Dauer der Schattenphase.

$$W_{Schatten} = W_{Subsysteme} + W_{Antrieb} = \frac{(P_{Subsysteme} + P_{Subsysteme}) \cdot T_{Schatten}}{U} \quad (17)$$

Die von den Solarpanelen zu erzeugende Leistung hingegen ergibt sich anschließend aus dem nutzbaren Anteil der elektrischen Arbeit der Batterie und der benötigten Leistung der Subsysteme $P_{Subsysteme}$, des Antriebs $P_{Antrieb}$ und der Dauer der Sonnenphase T_{Sonne} .

$$P_{EOL} = P_{Subsysteme} + P_{Antrieb} + \frac{W_{Schatten}}{T_{Sonne}} \quad (18)$$

3.7 Manöverberechnung

Im Laufe dieses Dokumentes müssen für die betrachteten EOL-Strategien sowohl Treibstoffbudgets und die Risiken bezüglich Kollisionen mit Space Debris ermittelt werden. Zu diesem Zweck ist es notwendig, Parameter wie beispielsweise die Transferdauer oder den Δv -Bedarf bestimmen zu können. Im Folgenden werden alle notwendigen Berechnungsgrundlagen der einzelnen Manöver erläutert, die im weiteren Verlauf dieser Arbeit angewendet werden.

3.7.1 Hohmann Transfer

Der Hohmann Transfer ist die am häufigsten angewendete Transfermethode, um einen Satelliten von einem Orbit auf einen anderen, koplanaren Orbit zu bringen, wobei dieser auf zwei verschiedene Arten durchgeführt werden kann. Diese unterscheiden sich in der Anzahl der Triebwerkszündungen, wobei sich zwei verschiedene Trajektorien ergeben. Wird ein Hohmann-Transfer mit **einem Manöver** bzw. einer Triebwerkszündung durchgeführt (im Folgenden mit HT1 bezeichnet), wird der Satellit dadurch auf eine elliptische Bahn gebracht, wodurch er in jedem Perigäumsdurchlauf durch die höhere atmosphärische Dichte gebremst und sein Apogäum dadurch nach und nach abgesenkt wird. Wird ein Hohmann-Transfer hingegen mit **zwei Manövern** durchgeführt (HT2), so wird der Satellit mit einer Triebwerkszündung von seinem Kreisorbit mit dem Radius R_1 auf eine elliptische Transferbahn befördert und im Perigäum dieser Ellipse mit einem zweiten Manöver erneut auf einen Kreisorbit mit dem Radius R_2 gebracht. Das Gesamt- Δv des Manövers setzt sich somit aus zwei Einzelmanövern Δv_1 und Δv_2 zu den Zeitpunkten t_1 und t_2 zusammen [20].

Abbildung 11 veranschaulicht das Prinzip des 2-Manöver Hohmann-Transfers.

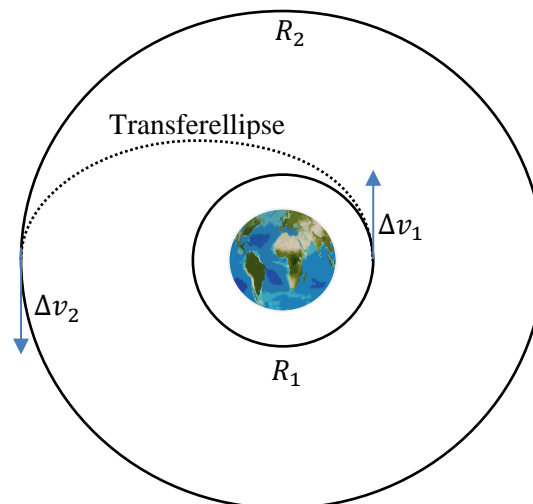


Abbildung 11: Prinzip des 2-Manöver Hohmann-Transfers [20]

Der Hohmann Transfer kann sowohl von einem niedrigen auf einen höheren Orbit ($R_1 < R_2$), als auch in die entgegengesetzte Richtung ($R_1 > R_2$) durchgeführt werden, wobei sich die Berechnungen, bis auf die Vorzeichen der Manöver, nicht unterscheiden [13].

Die einzelnen Parameter des Manövers lassen sich dabei, wie in folgendem Abschnitt beschrieben, berechnen. Im ersten Schritt werden die große Halbachse und die spezifische Bahnenergie der Transferellipse bestimmt [21]:

$$a_T = \frac{R_1 + R_2}{2} \quad (19)$$

$$\varepsilon_T = -\frac{\mu}{2 \cdot a_T} \quad (20)$$

Analog werden anschließend die Energien und Orbitgeschwindigkeiten für die Kreisorbits mit den Radien R_1 und R_2 berechnet.

$$\varepsilon_1 = -\frac{\mu}{2 \cdot R_1}, \quad v_1 = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_1} + \varepsilon_1\right)} \quad (21)$$

$$\varepsilon_2 = -\frac{\mu}{2 \cdot R_2}, \quad v_2 = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_2} + \varepsilon_2\right)} \quad (22)$$

Im nächsten Schritt kann nun die Geschwindigkeit auf der Transellipse für Orbit 1 ermittelt werden und somit die Geschwindigkeit im Perigäum der Transferellipse:

$$v_{T1} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_1} + \varepsilon_T\right)} \quad (23)$$

Auf die gleiche Weise werden auch die Geschwindigkeit im Apogäum, auf Höhe des zweiten Orbits bestimmt.

$$v_{T2} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{\mu}{R_2} + \varepsilon_T\right)} \quad (24)$$

Nun können bereits die Δv -Werte für beide Manöver, Δv_1 und Δv_2 , sowie das insgesamt benötigte Δv wie folgt berechnet werden:

$$\Delta v_1 = |v_{T1} - v_1| \quad (25)$$

$$\Delta v_2 = |v_2 - v_{T2}| \quad (26)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (27)$$

Die Dauer des Manövers lässt sich nun noch mit der Formel für eine halbe Orbitperiode bestimmen.

$$T_T = \pi \cdot \sqrt{\frac{a_T^3}{\mu}} \quad (28)$$

Somit sind alle relevanten Parameter des Hohmann Transfers vollständig bestimmt. Wie zusätzlich der Verlauf der Trajektorie bestimmt werden kann, kann Anhang 10.1 entnommen werden.

Eine weitere, bereits eingangs beschriebene Variante besteht darin, den Satelliten nicht mit Hilfe von zwei Manövern auf einen kreisförmigen ND-Orbit zu bringen, sondern, mit Hilfe eines einzelnen

Manövers lediglich das Perigäum des Satelliten abzusenken. Der Satellit befindet anschließend somit auf einem elliptischen Orbit, wobei er durch die erhöhte atmosphärische Dichte im niedrigen Perigäum bei jedem Perigäumsdurchlauf gebremst wird und sich infolge dessen das Apogäum immer weiter absenkt. Abbildung 12 zeigt beispielhaft den Verlauf des De-Orbit-Prozesses.

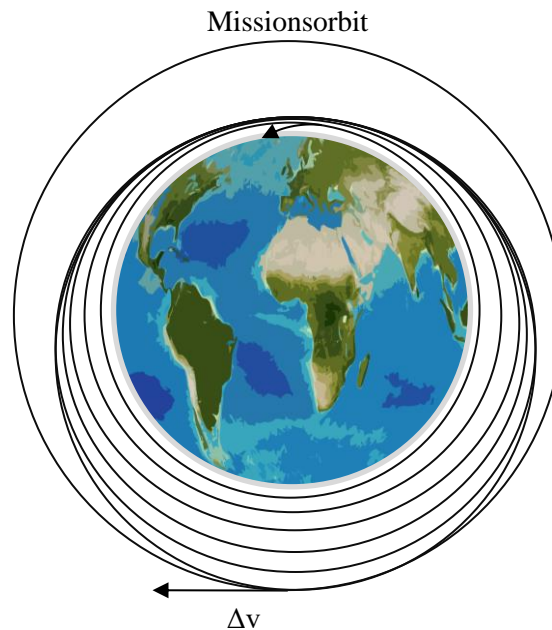


Abbildung 12: Beispielhafter Trajektorienverlauf des 1-Manöver Hohmann-Transfers

Die Berechnung des Δv -Bedarfs für dieses Manöver kann auf die gleiche Weise wie für den 2-Manöver Hohmann-Transfers durchgeführt werden. Der Unterschied besteht lediglich darin, dass der Satellit nachdem er sich auf der Transferellipse befindet, nicht wieder mittels eines zweiten Manövers auf einen Kreisorbit gebracht wird, sodass sich der Δv -Bedarf auf das erste Manöver, also $\Delta v = \Delta v_1$ beschränkt.

3.7.2 Low-Thrust Manöver (LT-Manöver)

Aufgrund dessen, dass die elektrischen Antriebe, im Verhältnis zu den chemischen Antrieben, nur sehr geringe Schübe erzeugen können, muss der zeitliche Schubverlauf bei diesen Manövern berücksichtigt werden. Da durch die Erzeugung eines bestimmten Δv somit einen längeren Zeitraum in Anspruch nimmt, werden diese Manöver als kontinuierliche Manöver oder auch „Low Thrust“-Manöver bezeichnet.

Sowohl die Transferzeit als auch die Trajektorie des anschließenden ND-Prozesses lassen sich dabei mit dem Tool *OSCAR* des Programms *DRAMA* der ESA bestimmen. Da das Tool jedoch keine Informationen über den Höhenverlauf während des LT-Transfers selbst ausgibt, diese jedoch für die Bestimmung der Kollisionswahrscheinlichkeiten während des Transfers notwendig sind, müssen diese auf Basis der im *DRAMA* Final Report beschriebenen Berechnungsmethode separat bestimmt werden.

Die Berechnung des Höhenverlaufs des Transfers von Orbit 1 mit Radius R_1 zu Orbit 2 mit Radius R_2 kann somit auf Basis folgender Formel durchgeführt werden [22]:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n \cdot \sqrt{1-e^2}} \cdot \left(e \cdot \sin(\vartheta) \cdot F_R + \frac{p}{r} \cdot F_S \right) \quad (29)$$

mit

n : Mittlere Winkelgeschwindigkeit des Satelliten

p : Halbparameter

F_R : Radiale Störbeschleunigungskomponente

F_S : Tangentiale Störbeschleunigungskomponente

Die Formel beschreibt die Veränderung der großen Halbachse der Trajektorie in Abhängigkeit von der Zeit. Für die Berechnung nutzt OSCAR jedoch die bezüglich der wahren Anomalie gemittelte Form der Gleichung:

$$\Delta a_{2\pi} = \int_0^{2\pi} \frac{da}{dv} dv = \frac{2 \cdot a^3 \cdot (1 - e^2)}{\mu} \cdot f \cdot (e^2 \cdot C_1 + C_2 + e \cdot C_3) \quad (30)$$

Wobei f die Beschleunigung des Antriebs ist und die Koeffizienten C_i allesamt Funktionen der wahren Anomalie ϑ sind [22].

$$C_1 = \int_0^{2\pi} \frac{\sin^2(\vartheta)}{\sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos(\vartheta) + e^2} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta))^2} dv \quad (31)$$

$$C_2 = \int_0^{2\pi} \frac{1}{\sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos(\vartheta) + e^2} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta))} dv \quad (32)$$

$$C_3 = \int_0^{2\pi} \frac{\cos(\vartheta)}{\sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos(\vartheta) + e^2} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta))} dv \quad (33)$$

$$C_4 = \int_0^{2\pi} \frac{\cos(\vartheta)}{\sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos(\vartheta) + e^2} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta))^2} dv \quad (34)$$

$$C_5 = \int_0^{2\pi} \frac{1}{\sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos(\vartheta) + e^2} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta))^2} dv \quad (35)$$

Formel (30) berechnet somit für einen Umlauf (2π) des Satelliten um die Erde die Änderung der großen Halbachse a . Die Berechnung des gesamten Höhenverlaufs während des Transfers kann dabei mit Hilfe eines iterativen Algorithmus berechnet werden, bei dem nach jedem Umlauf auf Basis des aktuellen Werts für die große Halbachse a_i die Änderung da_i berechnet und anschließend der Wert für a aktualisiert wird:

$$a_{i+1} = a_i + da_i \quad (36)$$

Der gesamte Algorithmus lautet dann wie folgt:

LT-Algorithmus

- (1) Definition der Parameter f , μ , $a_{Mission}$, a_{ND} und e .
- (2) Berechnung der Koeffizienten C_1 bis C_3 für den aktuellen Orbit i mit den Formeln (31) bis (33). (Für den ersten Durchlauf: $a_i = a_{Mission}$)
- (3) Berechnung der Änderung der großen Halbachse da_i über einen Umlauf des Satelliten um die Erde ($\vartheta = [0, 2\pi]$) mit Formel (29).
- (4) Aktualisierung des Wertes für die große Halbachse a .

$$a_{i+1} = a_i + da_i \quad (37)$$

- (5) Wenn $a_i \neq a_{ND}$ gehe zu Schritt (2), sonst ENDE.

Die Berechnung des für das Manöver benötigte Δv kann anschließend durch Umstellen von Formel (8) erfolgen, sobald die Manöverdauer Δt bekannt ist. Hierbei ist f die Beschleunigung des Antriebs, die, wie in Ausdruck (9) zu erkennen, nur von seinem erzeugten Schub und der zu bewegend Masse abhängt.

Die durch den hier beschriebenen Algorithmus bestimmten Ergebnisse für die Transferdauer weichen nur sehr geringfügig von den Werten ab, die das Tool *OSCAR* für die gleichen Missionsparameter berechnet, wie der Tabelle 4 zu entnehmen ist. Der Algorithmus wurde dabei mit dem Programm *Scilab 5.5.2* implementiert.

Tabelle 4: Vergleich der berechneten Werte für einen Transfer von Kreisorbit1 ($h_1 = 850 \text{ km}$) zum Kreisorbit2 ($h_1 = 680 \text{ km}$)

	OSCAR	LT-Algorithmus
Transferdauer [d]	225,97	225,69

Parameter: $i = 98,8^\circ$; $e = 0,001$; $A = 12,1 \text{ m}^2$; $m_{sat} = 1100 \text{ kg}$; $c_D = 3,5$; $F = 0,005 \text{ N}$

Abbildung 13 zeigt den zeitlichen Verlauf der großen Halbachse, der mit dem LT-Algorithmus berechnet wurde.

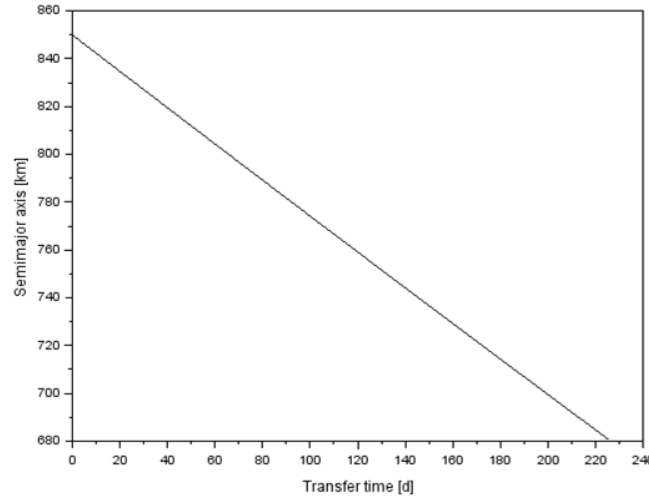


Abbildung 13: Verlauf der großen Halbachse für einen beispielhaften LT-Transfer

Aufgrund des nur sehr geringen Unterschieds der Ergebniswerte der Berechnungen (s. Tabelle 4), können die Ergebnisse des LT-Algorithmus für die sich ergebenden Höhenverläufe als Grundlage für die Kollisionswahrscheinlichkeitsanalyse der LT-Transfers von Missionsorbit zu ND-Orbit genutzt werden.

3.8 Kollisionswahrscheinlichkeit

Um die während der in Abschnitt 3.7 beschriebenen Manöver und während des De-Orbit Prozess auftretenden Kollisionswahrscheinlichkeiten berechnen zu können, müssen für bestimmte Höhenintervalle mit Hilfe der dafür vorgesehenen Tools, wie zum Beispiel dem Tool *ARES*, das ebenfalls ein Teil des Programms *DRAMA* ist, Werte für die jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit bestimmt werden.

Die Bestimmung der Kollisionswahrscheinlichkeit basiert hierbei auf Gleichung (38), die aus der kinetischen Gastheorie stammt. Die Kollisionswahrscheinlichkeit P ergibt sich dabei aus der Anzahl der Einschläge c , die ein Objekt mit der Fläche A , das sich mit der Geschwindigkeit v durch die Partikeldichte D bewegt, während eines bestimmten Zeitraums Δt erleidet [22].

$$c = v \cdot D \cdot A \cdot \Delta t \quad (38)$$

Die Kollisionswahrscheinlichkeit für eine beliebige Anzahl von Einschlägen kann, aufgrund dessen, dass es sich hierbei um einen ereignisbasierten Prozess handelt, mit der Poisson-Verteilung modelliert und ausgedrückt werden, sodass folgt:

$$P = 1 - e^{-c} \quad (39)$$

Für die Wahrscheinlichkeit, keines Einschlags gilt analog dazu:

$$P_0 = e^{-c} \quad (40)$$

Solange die Anzahl an Kollisionen sehr gering ist, entspricht die Anzahl der Kollisionen annähernd der Kollisionswahrscheinlichkeit, sodass gilt:

$$P = 1 - e^{-c} \approx c \quad (41)$$

Abbildung 14 zeigt hierbei in etwa den Bereich, für den diese Annahme gilt.

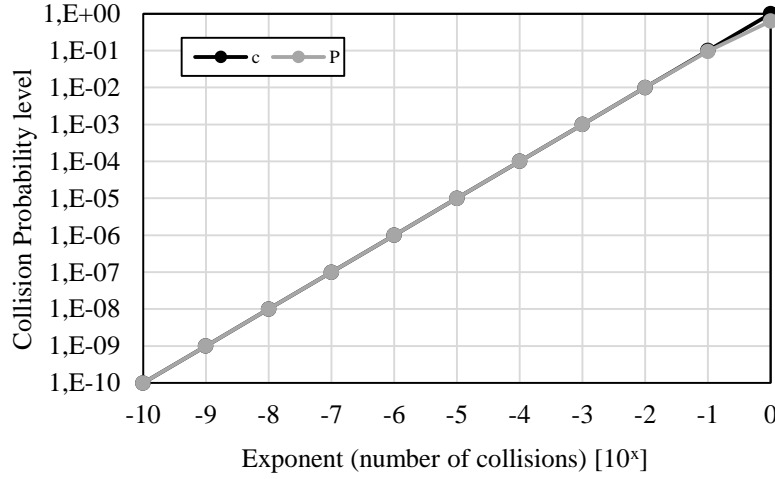


Abbildung 14: Vergleich der Anzahl an Kollisionen c mit der Kollisionswahrscheinlichkeit P

Da bei den Betrachtungen in dieser Arbeit nur verhältnismäßig kleine Werte für c auftreten, wird diese Annahme für die hier durchgeführten Berechnungen vorausgesetzt.

Das Tool *ARES* liefert hierbei zwei Werte für die jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeiten, einerseits bezüglich der detektierbaren Population und zum anderen bezüglich der Gesamtpopulation (ACP_{det} und ACP_{all}).

Die Formel für die ACP ergibt sich somit zu [17]:

$$ACP = F_{size} \cdot A \cdot \Delta t_{1yr} \quad (42)$$

mit

F_{size} : SD-Flux innerhalb des betrachteten SD-Radius Intervalls ($size = r_{min} < r < r_{max}$)

A : Kumulierte Fläche des Satelliten und der SD-Objekte

Der Wert für den Flux gibt dabei die Anzahl aller Objekte an, die innerhalb des Zeitraums Δt_{1yr} , also einem Jahr, die Nähe des Satelliten innerhalb einer Distanz, die kleiner ist als die summierten Radien (Satellit und SD-Objekte), passiert. Dies wird deutlich, wenn Formel (42) auf folgende Weise ausgedrückt wird, wobei alle Objekte als sphärenförmig angenommen werden:

$$ACP = \sum_{j=1}^n F_j \cdot \pi \cdot (r_{sat} + r_j)^2 \quad (43)$$

mit

F_j : Flux der SD-Objekte einer bestimmten Größe (Radius)

r_{sat} : Radius des Satelliten

r_j : Radius des SD-Objekts

Die Diagramme aus den Abbildungen 15 und 16 zeigen hier für die SSOs von 200 – 2000 km und einen Satelliten mit einer (kreisförmigen) Querschnittsfläche von $\approx 1 \text{ m}^2$ ($r_{\text{Sat}} \approx 0,564 \text{ m}$) zum einen die jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeiten ACP_{det} und ACP_{all} und zum anderen die analogen Verläufe der Fluxwerte. Der berücksichtigte Größenbereich der Space Debris Objekte wurde hierbei zwischen 0,01 m bis 100 m gewählt.

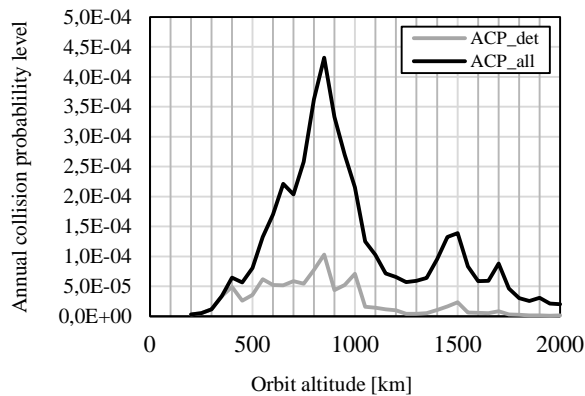


Abbildung 15: Änderung der jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeit mit der Orbitshöhe

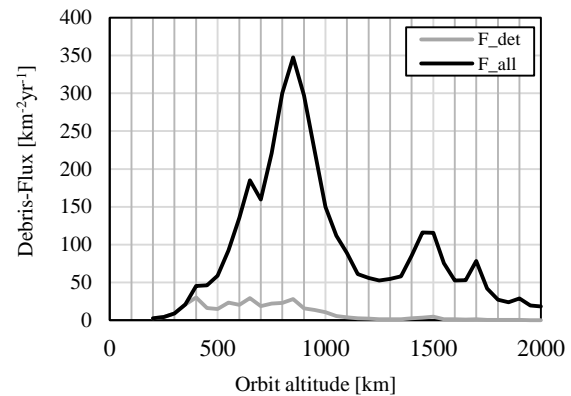


Abbildung 16: Änderung des SD-Fluxes mit der Orbitshöhe

Es ist zu erkennen, dass die jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeiten stark mit den Flux-Werten korrelieren. Des Weiteren ist den Diagrammen zu entnehmen, dass der detektierbare Anteil des Space Debris bezüglich der Gesamtpopulation sehr gering ist. Dies bestätigt hier somit noch einmal den in Abschnitt 2 erwähnten Aspekt, dass der größte Teil der Space Debris Objekte nur sehr kleine Durchmesser besitzt.

In *DRAMA0* wird die Einteilung der Kollisionswahrscheinlichkeiten hinsichtlich der Objektgröße mit Hilfe der Radargleichung vorgenommen, welche den minimal detektierbaren Objektdurchmesser in Abhängigkeit von der Höhe des jeweiligen Objektes bestimmt [22]. Da die Detektierbarkeit insbesondere eine Rolle hinsichtlich der Durchführung von CA-Manövern spielt, ist jedoch in den offiziellen Anforderungen des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (*DLR-RF-PS-001*) und der NASA (*NASA-STD-8719.14*) bereits eine feste Grenze hinsichtlich der Objektgrößen definiert (s. Abschnitt 4.5), sodass die von *DRAMA* vorgeschlagene Detektionsgrenze in den folgenden Kapiteln nicht weiter beachtet wird [23] [12].

3.9 Collision Avoidance Manöver

Collision Avoidance Manöver können mit verschiedenen Strategien durchgeführt werden, die sich sowohl in ihrem Δv -Bedarf als auch der Reaktionsgeschwindigkeit unterscheiden. Es wird dabei unterschieden zwischen der sogenannten „Short-term“- und „Long-term“-Strategie (Kurz- bzw. Langzeitstrategie). Long-term Manöver werden hierbei in Flugrichtung des Satelliten durchgeführt, wobei dieser an dem vorhergesagten Kollisionspunkt ein Beschleunigungsmanöver dazu nutzt, um zu verhindern, dass der Satellit und das Kollisionsobjekt diesen Punkt zum gleichen Zeitpunkt passieren. Es ist dabei variabel, wie viele Orbitumläufe vor der vorhergesagten Kollision das Manöver durchgeführt wird.

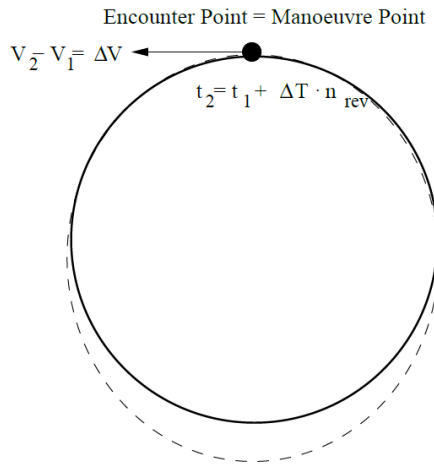


Abbildung 17: Long-Term Strategie für CA-Manöver [22]

Ein Short-term Manöver wird ebenfalls in Flugrichtung durchgeführt, zielt jedoch darauf ab, die Orbithöhe des Satelliten zum Zeitpunkt der vorhergesagten Kollision zu verändern. Im Gegensatz zum Long-term Manöver wird hier das Manöver erst im gleichen Orbitumlauf der vorhergesagten Kollision am gegenüberliegenden Punkt im Orbit (bzgl. des Kollisionspunktes) durchgeführt, um so eine bestimmte Höhendifferenz zwischen Satellit und Kollisionsobjekt am Kollisionspunkt zu erzeugen.

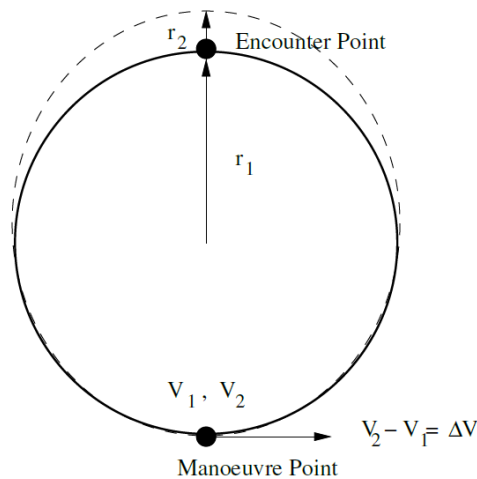


Abbildung 18: Short-Term Strategie für CA-Manöver [22]

Abbildung 19 illustriert, wie sich der Δv -Bedarf bezüglich für die beiden Strategien in Abhängigkeit der Anzahl von Umläufen vor der vorhergesagten Kollision verändert, wobei dies mit *ARES* berechnet wurde.

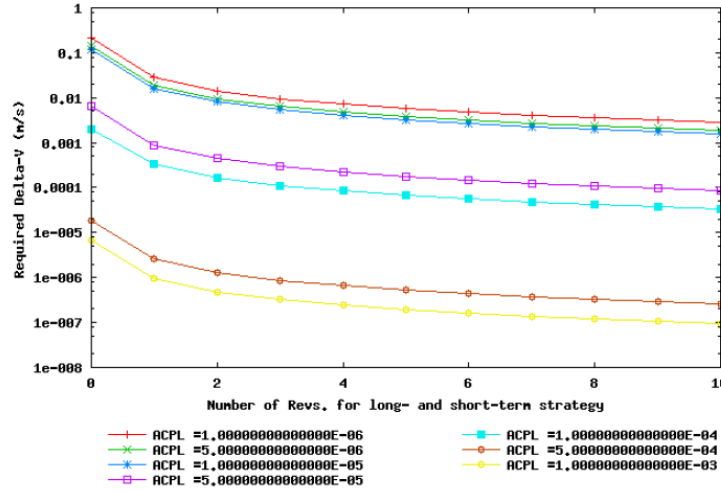


Abbildung 19: Δv -Bedarf für CA-Manöver in Abhängigkeit des Manöverzeitpunkts

Es ist zu erkennen, dass der Δv -Bedarf mit der Spontanität des Manövers steigt. Analog dazu sinkt dieser mit größer werdender Vorlaufzeit um ungefähr eine Größenordnung, weshalb Long-term Manöver hinsichtlich des Δv -Bedarfs als durchaus erstrebenswert erscheinen. In den hier durchgeführten Betrachtungen sollen jedoch möglichst worst-case Bedingungen zugrunde gelegt werden, weshalb im Folgenden nur die Short-Term Strategie betrachtet wird. Diese Annahme wird zusätzlich dadurch bestärkt, dass die Zeitpunkte von Warnungen für bevorstehende Kollisionen variieren und vielen Fällen erst verhältnismäßig kurzfristig stattfinden können. Somit wird auch diesbezüglich der worst-case Fall abgedeckt.

Der Δv -Bedarf für ein Short-Term CA-Manöver kann dabei wie folgt bestimmt werden. Es muss dazu Vorfeld bekannt sein, welcher Höhenabstand am Kollisionspunkt durch das Manöver erzeugt werden soll. Die ESA hat in ihrem Anforderungsdokument *EOP-SFP/2012-07-1656* für diesen Fall definiert, dass die Abschätzung des Δv -Bedarfs für CA-Manöver bezüglich der Erzeugung einer Höhendifferenz von **200 m** zwischen Satellit und Kollisionsobjekt am Kollisionspunkt durchgeführt werden soll. Bestimmt man beispielsweise den Δv -Bedarf für CA-Manöver mit dem Tool *ARES* (s. Abbildung 19), so geht das Programm davon aus, dass der erzeugte Höhenunterschied nach Verhinderung der Kollision mit einem Gegenmanöver wieder rückgängig gemacht werden muss. Dieser Aspekt ist jedoch klar in dem Dokument *EOP-SFP/2012-07-1656* geklärt und soll demnach bei der Bestimmung des Δv -Bedarfs nicht berücksichtigt werden [24].

Mit dem somit bekannten Höhenunterschied von $d = 200 \text{ m}$ ($0,2 \text{ km}$) kann nun der Radius r_2 des Apogäums bestimmt werden:

$$r_2 = r_1 + d \quad (44)$$

Mit dem neuen Radius r_2 ergibt sich anschließend die Orbitgeschwindigkeit des Satelliten für die neue Höhe mit folgendem Ausdruck:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r_2 + r_1} \cdot \frac{r_2}{r_1}} \quad (45)$$

Das für das CA-Manöver notwendige Δv kann anschließend durch die Geschwindigkeitsdifferenz der Orbitgeschwindigkeiten mit dem Ausdruck $\Delta v = |\Delta v_2 - \Delta v_1|$ abgeschätzt werden. Da die

Orbitgeschwindigkeiten mit abnehmender Orbithöhe jedoch zunehmen, werden CA-Manöver auf tieferen Orbits teurer. Wie stark sich die Δv -Kosten dabei ansteigen zeigt hier Abbildung 20.

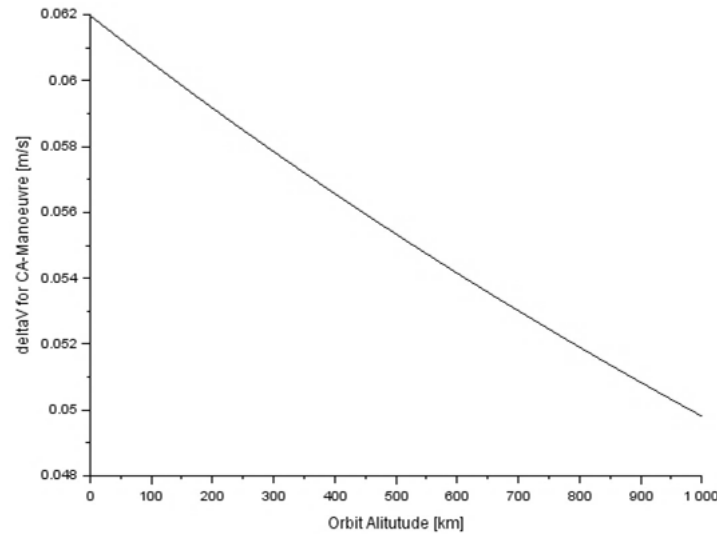


Abbildung 20: Δv -Kosten für CA-Manöver in Abhängigkeit der Orbithöhe [22]

Als worst-case Annahme wird in den weiteren Analysen der Δv -Bedarf für CA-Manöver für eine möglichst geringe Orbithöhe festgelegt, auf der die SD-Population nur noch sehr gering ist. Im vorigen Kapitel über die Kollisionswahrscheinlichkeit kann Abbildung 15 entnommen werden, dass die Kollisionswahrscheinlichkeit mit Space Debris ab einer Höhe von 400 km sehr stark abnimmt. Es ist somit zu vermuten, dass die CA-Manöverfrequenz auf Orbits dieser oder einer geringeren Höhe nur noch sehr gering sein wird, weshalb im Folgenden der Δv -Bedarf für CA-Manöver für eine Referenzhöhe von 400 km zugrunde gelegt wird. Dieser ergibt sich mit den zuvor beschriebenen Formeln zu **0,057 [m/s]**.

Aufgrund dessen, dass die alternative EOL-Strategie auf einen beschleunigten De-Orbit Prozess abzielt, kann zusätzlich festgelegt werden, dass die CA-Manöver grundsätzlich in Form einer **Reduzierung der Orbithöhe** durchgeführt werden sollen. Des Weiteren sollte erwähnt werden, dass jedes der CA-Manöver die Exzentrizität des Satellitenorbits geringfügig erhöht. Um welchen Wert sich die Exzentrizität dabei mit jedem Manöver steigert, kann mit Formel (46) ermittelt werden. Das Perigäum bildet in diesem Fall der Radius r_2 , da das CA-Manöver die Orbithöhe reduziert.

$$e = 1 - \frac{r_p}{a} = 1 - \frac{r_2}{\frac{r_1 + r_2}{2}} = 1,4 \cdot 10^{-5} \quad (46)$$

Es wird ersichtlich, dass die Exzentrizitätsänderung durch ein CA-Manöver sehr gering ist. Für eine Anzahl von 50 CA-Manövern ändert sich die Exzentrizität somit lediglich um einen Wert von ca. $7 \cdot 10^{-4}$, weshalb dieser Aspekt für die weiteren Betrachtungen vernachlässigt werden kann.

Ein weiterer wichtiger Aspekt ist die Frequenz in der CA-Manöver nach der nominellen Mission durchgeführt werden müssen. Dieser wird ebenfalls im Anforderungsdokument *EOP-SFP/2012-07-1656* definiert, wobei hinsichtlich der Anzahl an CA-Manövern pro Jahr in verschiedene Orbithöhenbereiche unterschieden werden soll. Für Bereiche zwischen 700 und 1000 km Orbithöhe sollen laut dem Dokument **6 CA-Manöver pro Jahr** angenommen werden; für den Orbitbereich unter 700 km (und über 1000 km) reduziert sich diese Zahl auf **2 CA-Manöver pro Jahr** [24].

Mit diesen Angaben lässt sich somit in den folgenden Kapiteln unter Berücksichtigung der zeitlichen Höhenverläufe der Manöver die währenddessen auftretende CA-Manöverfrequenz bestimmen.

4. Beispielmision

Um für die folgenden Analysen nun möglichst aussagekräftige Vergleichsgrundlagen zu schaffen, wird im Vorfeld eine Beispielmision definiert, auf die beide Szenarien der betrachteten EOL-Strategien angewendet werden. Hierzu werden in diesem Abschnitt verschiedene Aspekte realer Raumfahrtmissionen betrachtet und anhand dieser Betrachtungen eine Referenzmission definiert, die möglichst repräsentativ für heutige LEO-Missionen ist. Die Eigenschaften des Satelliten werden dabei so gewählt, dass die Aussagen, die durch die Berechnungen getroffen werden, auf einen möglichst großen Teil der heutzutage operationellen Satelliten zutreffen.

Der Orbit der Mission wird sich hierbei an der Kritikalität der Space Debris Umgebungen orientieren, sodass die Analysen möglichst für ein worst-case Szenario durchgeführt werden. Für die anschließende Trade-Off Studie ist es darüber hinaus notwendig, bereits im Vorfeld die späteren Vergleichskriterien zu berücksichtigen, damit im Folgenden gezielt die notwendigen Informationen für die späteren Analysen ermittelt werden können.

Die Trade-Off Studie basiert dabei auf diversen Ober- und Unterkriterien, die Abbildung 60 aus Abschnitt 7.1 entnommen werden können

4.1 Orbitdefinition

Im ersten Schritt soll nun ermittelt werden, auf was für einem Orbit sich die hier betrachtete Beispielmision beziehen soll. Zu diesem Zweck wird im Folgenden die aktuelle Satellitenpopulation auf Basis der Datenbank des *Joint Space Operations Center* betrachtet. Abbildung 21 zeigt hierfür, in welchen Höhen- und Inklinationsbereichen sich die meisten Satelliten befinden.

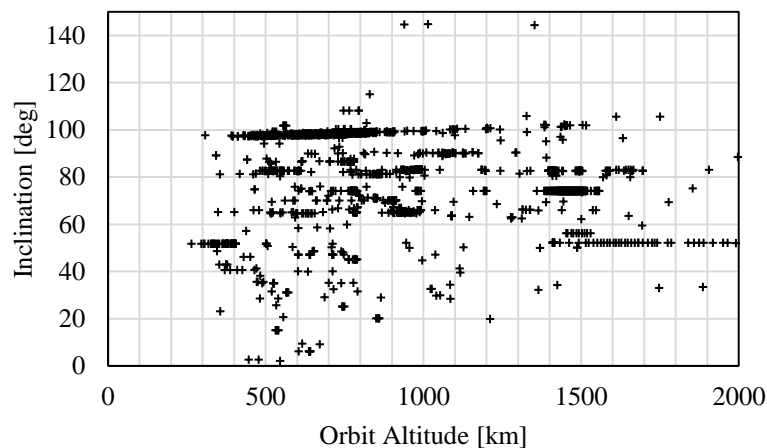


Abbildung 21: Satellitenpopulation des LEO-Bereichs auf Basis der JSpOC Datenbank [25]

Es wird deutlich, dass sich der Großteil der operationellen Satelliten LEO-Satelliten ($\approx 30\%$) auf einem sonnensynchronen Orbit, also in einem Inklinationsbereich von ungefähr 95° - 105° befinden. Dieser Aspekt geht mit Tatsache einher, dass sich genau in diesem Inklinationsbereich die meisten Space Debris Objekte befinden (s. Abschnitt 2.1). Da in Abbildung 21 jedoch nicht ersichtlich ist, welcher Höhenbereich der am dichtesten besiedelte ist, zeigt Abbildung 22 nur den Inklinationsbereich von 95° bis 105° .

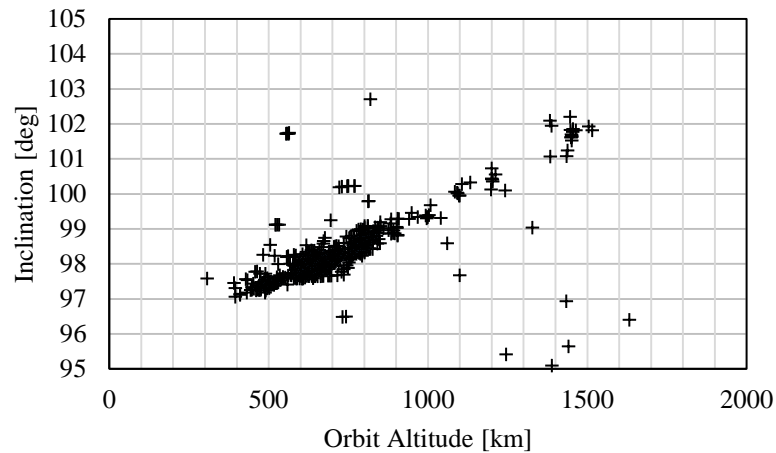


Abbildung 22: Satellitenpopulation für den Inklinationsbereich von 95° bis 105° [25]

Wie das Diagramm zeigt und in Kapitel 2.1 bereits ermittelt wurde, konzentrieren sich innerhalb des betrachteten Inklinationsbereichs sowohl der Großteil der operationellen Satelliten, als die meisten SD-Objekte auf einen Höhenbereich von ungefähr 600 – 850 km.

Aufgrund dieser Informationen, werden für den Satellitenorbit folgende Orbitparameter festgelegt:

Tabelle 5: Orbitparameter für die Referenzmission

Orbitparameter	Wert
Höhe [km]	850
Große Halbachse [km]	7228
Inklination [°]	98,8°
Exzentrizität	0,001 (~ Kreisorbit)
RAAN [°]	60°

Die Orbithöhe von $h = 850 \text{ km}$ wurde hierbei auf Basis der Analyse der Kollisionswahrscheinlichkeiten aus Kapitel 3.8 gewählt, da sich, wie in den Abbildungen 15 und 16 zu erkennen, dort das Maximum hinsichtlich des SD-Fluxes und der jährlichen Kollisionswahrscheinlichkeit befindet.

Des Weiteren ist in Abbildung 23 zu sehen, dass es nahezu keine Unterschiede in der räumlichen Dichte über eine Variation des Arguments des aufsteigenden Knotens gibt. Lediglich die Anzahl der Kollisionsobjekte weist hierbei eine sehr geringe Variation auf, die jedoch für die hier durchgeführten Betrachtungen vernachlässigt werden kann. Aus diesem Grund wird somit ein Wert von $RAAN = 60^\circ$ gewählt.

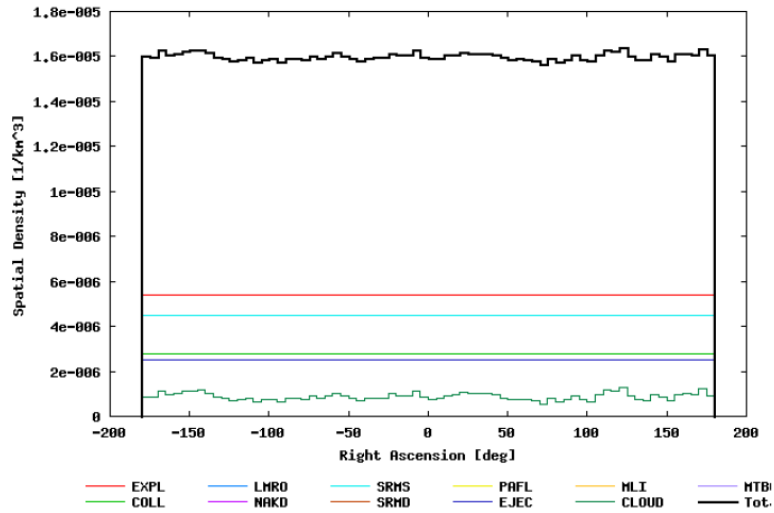


Abbildung 23: Verlauf der räumlichen Dichte für eine Variation des Arguments des aufsteigenden Knotens von $\pm 180^\circ$

Aus Gründen der Einfachheit wird zudem ein angenäherter Kreisorbit mit Exzentrizität e von **0,001** angenommen.

4.2 Sonnensynchrone Orbits

Die Inklination des Orbits ergibt sich hierbei aus der Eigenschaft sonnensynchroner Orbits, dass die Orbitebene immer den gleichen Winkel zu Erde-Sonne-Linie besitzt. Dies hängt damit zusammen, dass der aufsteigende Knoten des Orbits, aufgrund der Bahnstörung durch die Abplattung der Erde an den Polen, innerhalb Jahres genau einmal um die Erde, also exakt 360° , wandert. Diese permanent gleichbleibende Ausrichtung zur Sonne bietet viele Vorteile für bestimmte Missionen und kann je nach Orbithöhe durch eine entsprechende Inklination erreicht werden. Die Herleitung des mathematischen Zusammenhangs von Inklination und Orbithöhe kann Anhang 10.2 entnommen werden. Es ergibt sich dabei der folgende Ausdruck, mit dem die Inklination für sonnensynchrone Orbits in Abhängigkeit der Orbithöhe bestimmt werden kann.

$$i = \arccos \left(-0,09866 \cdot \left(\frac{R+h}{R} \right)^{\frac{7}{2}} \right) \quad (47)$$

Mit dieser Form lässt sich wie folgt, mit $R = 6378 \text{ km}$, nun die sonnensynchrone Inklination über die Variation der Höhe auftragen.

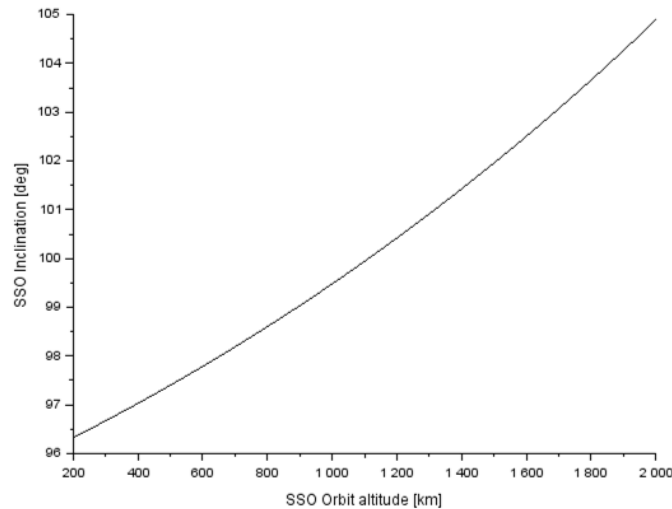


Abbildung 24: Veränderung der sonnensynchronen Inklination mit Variation der Orbithöhe

Für eine Orbithöhe ergibt sich mit Formel (47) eine Inklination von $98,816^\circ \approx 98,8^\circ$.

4.3 Satellitendefinition

Die Spezifikation des Satelliten zielt, wie eingangs bereits erwähnt, darauf ab, für die folgenden Analysen einen möglichst repräsentativen Satelliten zu betrachten. Da bis zu diesem Punkt festgelegt wurde, dass sich der Satellit auf einem sonnensynchronen Orbit im LEO-Bereich bewegen soll, muss hierfür ein geeigneter Missionstyp definiert werden. Abbildung 25 veranschaulicht auf Basis der Satellitendatenbank der Union of Concerned Scientists, welche Arten von Raumfahrtmissionen sich vorwiegend auf sonnensynchronen Orbits befinden.

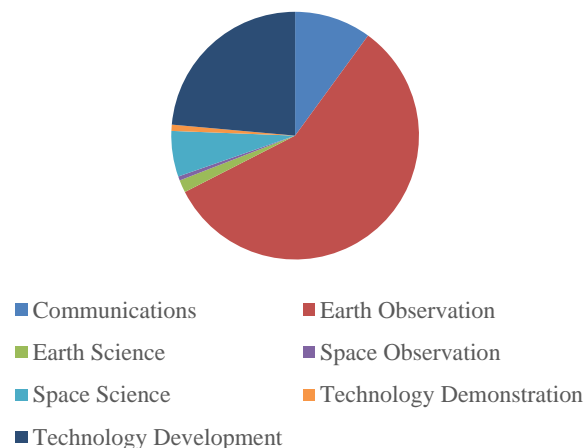


Abbildung 25: Missionstypen auf sonnensynchronen Orbits [5]

Man stellt somit fest, dass nahezu **60%** der Satelliten auf Sonnensynchronen Orbits zwecks Erdbeobachtung verwendet werden [5]. Dieser Umstand legt nahe, dass ein Erdbeobachtungssatellit somit die größtmögliche Repräsentativität für die Analysen bietet.

Für die Wahl der Masse des Satelliten soll in diesem Fall wiederum die Untermenge Erdbeobachtungssatelliten betrachtet werden. Eine generelle Einteilung der Satelliten anhand ihrer Masse in sechs Klassen zeigt Tabelle 6.

Tabelle 6: Massenkategorien für Satelliten

Klasse	Masse
Nano	$< 5 \text{ kg}$
Nano	$5 - 20 \text{ kg}$
Micro	$20 - 100 \text{ kg}$
Mini	$100 - 500 \text{ kg}$
Medium	$500 - 1500 \text{ kg}$
Large	$> 1500 \text{ kg}$

Wie ebenfalls aus den Daten der Satellitendatenbank ermittelt werden kann, besitzen die aktuell operationellen Erdbeobachtungssatelliten im Durchschnitt eine Masse von **1140 kg** [5]. Für den hier betrachteten Satelliten erscheint somit eine Masse von 1100 kg als repräsentativer Wert sinnvoll, womit dieser unter die Medium-Kategorie fällt.

Für die Wahl der Größe des Satelliten können anschließend die existierenden Satelliten in der zuvor bestimmten Gewichtsklasse betrachtet und somit geeignete Werte, insbesondere für die Geometrie des Referenzsatelliten ermittelt werden. Es bietet sich hierbei der Erdbeobachtungssatellit *Sentinel-2* an, dessen Parameter, wie in Tabelle 7 zu sehen, den zuvor berechneten Parametern für den hier betrachteten Beispielsatelliten sehr ähneln.

Tabelle 7: Satelliten- und Orbitparameter des Sentinel-2 Satelliten [26]

	Parameter	Wert
Satellit	Trockenmasse [kg]	1016
	Gesamtmasse [kg]	1140
	Power [W] (BOL/EOL)	2300/1730
	Dimensionen Satellitenbus [m] *	$3,4 \times 1,8 \times 2,35$
	Dimensionen Solararray [m] †	$1,8 \times 4$
Orbit	Orbit	SSO
	Orbithöhe [km] (h_p/h_a)	795/796
	Inklination [°]	98,6

Sentinel-2 liegt mit seiner Gesamtmasse von 1140 kg sehr nah an der zuvor ermittelten Durchschnittsmasse von 1130 kg. Aufgrund der insgesamt großen Ähnlichkeit der Parameter des Sentinel-2 Satelliten zu den bereits bestimmten Parametern, werden die Dimensionen und das Power-Budget des Beispielsatelliten entsprechend Sentinel-2 festgelegt.

Eine Zusammenfassung der wichtigsten Parameter, die für den Referenzsatelliten, auf Basis des zuvor durchgeführten Auswahlverfahrens, festgelegt wurden, ist in Tabelle 8 dargestellt:

* im Transportzustand
† geschätzt

Tabelle 8: Parameter für den Referenzsatelliten

	Parameter	Wert
Satellit	Trockenmasse [kg]	1100
	Power [W]	1700
	Dimensionen Satellitenbus [m]	$3,5 \times 2 \times 2$
	Dimensionen Solararray [m]	$1,8 \times 4$
Orbit	Orbit	SSO
	Orbithöhe [km]	850 ($a = 7228 \text{ km}$)
	Inklination [°]	98,8
	Exzentrizität	0,001

4.3.1 Querschnittsfläche

Betrachtet man das Design des Satelliten (s. Abbildung 26), lässt sich mit Hilfe der bekannten Abmessungen bestimmen, welche Querschnitts- bzw. Angriffsfläche besitzt. Diese spielt insbesondere bei der Bestimmung von Kollisionswahrscheinlichkeit und der Dauer von De-Orbit Prozessen eine bedeutende Rolle.



Abbildung 26: Darstellung des Sentinel-2 Satelliten [27]

Die Querschnittsfläche des Satelliten kann hierbei mit *DRAMA* mit dem Tool *CROC* berechnet werden, wobei ein grobes Modell des Satelliten nachgebildet und anschließend die Querschnittsfläche errechnet werden kann.

Abbildung 27 zeigt die Nachbildung des Sentinel-2-Satelliten in *CROC*.

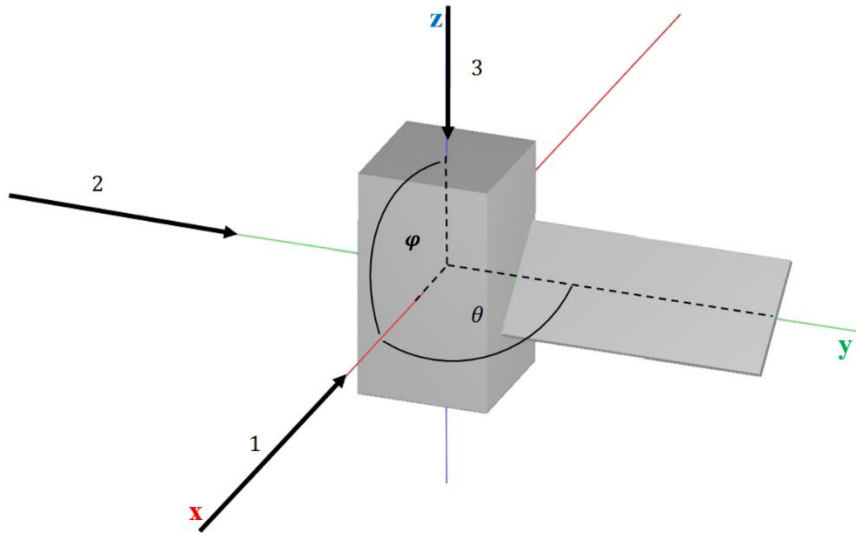


Abbildung 27: Modell des Sentinel-2 zur Bestimmung der Querschnittsflächen

Welche Werte für die Querschnittsflächen bei bestimmten Analysen verwendet werden sollen, ist beispielsweise innerhalb des Standards *ISO/DIS 27852* definiert worden. Demnach soll für Berechnungen hinsichtlich der Dauer von De-Orbit Prozessen die durchschnittliche Querschnittsfläche verwendet werden [28]. Für alle Berechnungen, die sich auf Kollisionswahrscheinlichkeiten beziehen, muss hier hingegen, gemäß der worst-case Philosophie, die maximale Querschnittsfläche des Satelliten zugrunde gelegt werden.

Da der Satellit während des De-Orbit Prozesses für gewöhnlich keine Lagerregelung mehr erfährt, fängt dieser mit großer Wahrscheinlichkeit an zu taumeln. *CROC* hierbei die Möglichkeit, diesen Zustand zu simulieren und für diese Situation die durchschnittliche Querschnittsfläche \bar{A} zu bestimmen, wobei sich diese zu $12,1 \text{ m}^2$ ergibt. Des Weiteren erstellt das Tool automatisch ein Diagramm, aus dem abgelesen werden kann, aus welchem Blickwinkel die maximale Querschnittsfläche zu erwarten ist, wie Abbildung 28 zeigt.

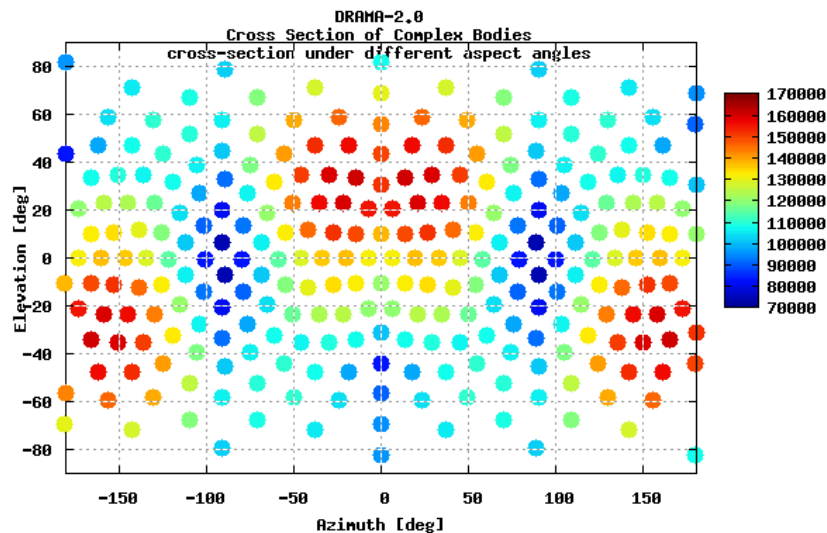


Abbildung 28: Wert der Querschnittsfläche in Abhängigkeit des Azimut (φ) und Elevationswinkels (θ)

Es ist ersichtlich, dass diese für Werte des Elevationswinkels von $\varphi \approx \pm 35^\circ$ und Azimutwinkeln von $\theta_1 \approx \pm 25^\circ$ und $\theta_1 \approx \pm 175^\circ$ auftreten.

CROC bietet nun zusätzlich die Möglichkeit, einen Satz von Werten für die Querschnittsfläche für eine simulierte Drehung in 15°-Schritten des Satelliten um eine beliebige Achse und aus einem beliebigen Blickwinkel zu bestimmen. Stellt man Blickwinkel auf die zuvor bestimmten Azimutwinkel und berechnet dann für jeden der Fälle eine Drehung des Satelliten um z-Achse, so lässt sich die maximale Querschnittsfläche bestimmen. Es wird dabei für jeden der Fälle ein Diagramm erzeugt, aus dem der Verlauf der Querschnittsfläche ersichtlich wird.

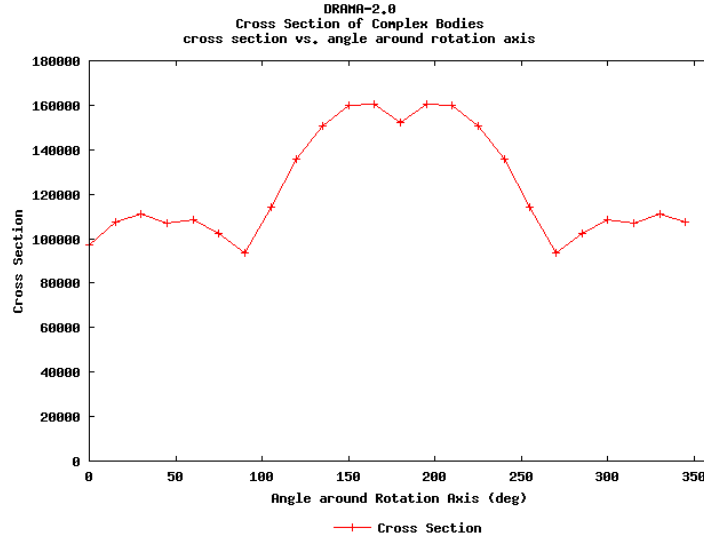


Abbildung 29: Verlauf der Querschnittsfläche für eine Drehung um die z-Achse (Azimutwinkel = -35°)

Wie aus Abbildung 29 ersichtlich, ergibt sich die maximale Querschnittsfläche A_{max} zu ca. **16,2 m²**. Dieser Wert wird in den folgenden Analysen für Berechnungen der Kollisionswahrscheinlichkeiten genutzt, wozu das Tool *ARES* verwendet wird. Dieses geht jedoch grundsätzlich von sphärenförmigen Objekten aus, weshalb hier ein Radius als Größenangabe für den Satelliten gefordert wird [22]. Dieser ergibt sich dabei wie folgt:

$$A_{max} = \pi \cdot r_{max}^2 = 16,2 \text{ m}^2 \leftrightarrow r_{max} = \sqrt{\frac{16,2}{\pi}} \text{ m} = 2,271 \text{ m}$$

4.3.2 Widerstandsbeiwert

Auf Basis von Tabelle 15 in Abschnitt 5.5 kann anhand der Form des Satelliten durch einen Vergleich mit den dort aufgeführten Satelliten ein entsprechender Wert für den Widerstandsbeiwert c_D bestimmt werden. Der Tabelle ist zu entnehmen, dass die Satelliten mit Solarpanelen Widerstandsbeiwerte im Bereich von 3 bis 4 besitzen. Der boxenförmige Satellit *Oscar-1* (ohne Solarpaneele) besitzt hingegen einen Wert von 2 bis 4. Da ein Wert von 2 auf zumindest eine rundliche bzw. gewölbte Fläche schließen lässt, die, bei Betrachtung von *Oscar-1*, auch vorhanden ist, erscheint dieser Wert für den hier betrachteten Satelliten nicht sinnvoll [29]. Aus diesem Grund wird für c_D ein Minimalwert von 3 und ein Maximalwert von 4 für die folgenden Betrachtungen gewählt. Da jedoch bei der Analyse nicht mehrere c_D -Werte betrachtet werden sollen, bietet sich hier der Durchschnittswert $\overline{c_D}$ von **3,5** an.

4.3.3 Antrieb

Um in den folgenden Berechnungen und für die spätere Trade-Off-Studie eine möglichst breite Bewertungsgrundlage zu erhalten, werden für die Betrachtungen verschiedene Antriebe für die Manöverberechnungen berücksichtigt. Eine Gesamtübersicht über die verschiedenen Antriebe der Raumfahrt findet sich in Tabelle 3 im Abschnitt 3.5. Die für die Berechnungen berücksichtigten Antriebsarten zeigt Tabelle 9.

Tabelle 9: Antriebsvarianten für den Referenzsatelliten [30] [31] [32] [33]

Art	Antrieb	Treibst.	Referenztriebwerk	I_{sp} [s]	F [N]	P [W]
Chemisch	Monopropellant	Hydrazin	Airbus Safran 20N	222	7,9	-
Elektrisch	Arcjet	Hydrazin	IRS ARTUS	440	0,115	750
	Ion thruster	Xenon	Airbus Safran RIT 10	3160	0,010	340
	Ion thruster	Xenon	Airbus Safran RIT 22	4400	0,150	4500

Für die elektrischen Antriebe muss jedoch beachtet werden, dass für die Auslegung des Satellitensystems nicht direkt der in Tabelle 9 angegebene Leistungswert relevant ist. Dies liegt darin, dass das Powersubsystem hierbei nicht den Antrieb direkt mit Energie speist, sondern diese zuerst in eine Zwischenkomponenten, die sogenannte Power Processing Unit (PPU) geleitet wird. Sie leitet anschließend die elektrische Leistung in der benötigten Form an die Triebwerke weiter, wobei hier gewisse Verluste dafür sorgen, dass die in die PPU geleitete Leistung entsprechend des Wirkungsgrades höher sein muss, als die tatsächlich von den Antrieben benötigte Leistung. Für PPU's kann hier generell ein Wirkungsgrad von 93% angenommen werden, sodass sich zusammen mit dem Leistungsbedarf der Antriebe, die folgenden Leistungswerte ergeben [34]:

Tabelle 10: Benötigte PPU-Leistung

Antrieb	PPU-Leistung [W]
ARTUS	840
RIT 10	380
RIT 22	5000

Diese Werte bilden in den weiteren Analysen die zu berücksichtigenden Werte für die elektrischen Antriebe.

4.3.3.1 Monopropellant-Antrieb

Der Monopropellant-Antrieb *Airbus Safran 20N* gehört zur Klasse der chemischen Antriebe basiert auf der Schuberzeugung durch Expansion der erhitzten Gase in einer konvergent-divergenten Düse, im Idealfall bis auf Umgebungsdruck. Der Treibstoff wird dabei unter hohem Druck gelagert, welcher mit Hilfe eines Druckgases, wie beispielsweise Helium oder Stickstoff, erzeugt wird. Durch die Zersetzung mit Hilfe von Katalysatoren entstehen heiße Gase aus Ammoniak, Wasserstoff und Stickstoff (wobei sich das Ammoniak weiter zu Stickstoff und Wasserstoff zersetzt), die anschließend zur Schuberzeugung genutzt werden. Die Effizienz der Monopropellant Antriebe, also der spezifische Impuls I_{sp} aber gleichzeitig auch der Schub F des Antriebs hängt hierbei, aufgrund des Tankdrucks, mit Hilfe dessen der Treibstoff in die Brennkammer befördert wird, vom Zeitpunkt der Mission ab. Da

dieser bei vollen Tanks, also am Anfang der Mission, größer ist als zu späteren Zeitpunkten, nehmen die Werte für den spezifischen Impuls I_{sp} und den Schub F mit fortschreitender Betriebszeit ab [14]. Aufgrund dessen, dass sich der Fokus dieser Arbeit auf einen Zeitraum am Ende der Mission bezieht und die Tanks der Logik nach verhältnismäßig leer sein werden, wird bei den hier durchgeführten Analysen von den kleinsten Werten der in Abbildung 30 dargestellten Wertebereichen für I_{sp} und Schub F ausgegangen. Die zugrunde liegende Formel für den Monopropellant Antrieb, sowie die sonstigen Betriebsparameter des Airbus Safran 20N Triebwerks werden im Folgenden erläutert. Der Schub eines Monopropellant Antriebs lässt sich dabei über die grundlegende Formel für den Raketenschub (48) bestimmen [14]:

$$F = \dot{m} \cdot V_e + (P_e - P_a) \cdot A_e \quad (48)$$

mit

- \dot{m} : Treibstoffmassenstrom [kg/s]
- V_e : Austrittsgeschwindigkeit [m/s]
- P_e : Druck am Düsenaustritt [bar = N/m²]
- P_a : Umgebungsdruck [bar]
- A_e : Querschnittsfläche des Düsenaustritts [m²]

Es wird deutlich, dass der erzeugte Schub stark von dem Treibstoffmassenstrom und der Austrittsgeschwindigkeit abhängt, welche sich mit abnehmendem Tankdruck verringern. Dies gilt ebenso für die Differenz des Drucks am Düsenaustritt und dem Umgebungsdruck [14].

In welchen Schub- und I_{sp} -Bereichen das Triebwerk über die Missionsdauer betrieben werden kann, zeigt Abbildung 30.

20N Mono-Propellant Thruster Key Technical Characteristics	
Characteristics	
Thrust Range	7.9 ... 24.6 N
Supply Pressure Range	5.5 bar - 24 bar
Nominal Mass Flow Range	3.2 g/s ... 10.4 g/s
Nominal Specific Impulse Range	222 s ... 230 s
Minimum Impulse Bit Range	0.238 ... 0.685 Ns
Nozzle area ratio	60
Mass	≈ 650 g (with 1.5 m flying leads)
Propellant	Monopropellant grade Hydrazine (N ₂ H ₄)
Environmental Loads	16.2 grms

Abbildung 30: Betriebsparameter des Airbus Safran 20N Triebwerks [30]

4.3.3.2 Arcjet-Antrieb

Der ARTUS Arcjet ist eine Abwandlung des ebenfalls an dem Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart entwickelten Arcjet-Antriebs ATOS. Das Funktionsprinzip dieser Antriebe besteht generell darin, dass dieser den Treibstoff mit Hilfe eines elektrischen Lichtbogens (engl.: Arc), der zwischen der Anode und der Kathode entsteht, erhitzt und anschließend in einer Düse expandiert wird [33].

Der ATOS Arcjet verwendet als Treibstoff Ammoniak, wobei dieses in komprimierter Form im Tank gelagert wird. Elektrische Antriebe können je nach Leistung in unterschiedlichen Betriebsmodi betrieben werden, wobei für die hier durchgeführten Betrachtungen die in Tabelle 9 angegebenen Betriebsparameter gewählt wurden. Es gibt jedoch auch die Möglichkeit, den Arcjet-Antrieb mit Hydrazin anstatt Ammoniak als Treibstoff zu betreiben, was einen sehr interessanten Aspekt für die Analysen im Zuge dieser Arbeit bietet. Da das Airbus Safran 20N Triebwerk ebenfalls mit Hydrazin betrieben wird, könnte ein mit Hydrazin betriebener Arcjet als Sekundärtrieb auf dem Satelliten vorgesehen werden, der nur für den Zeitraum nach der nominellen Mission verwendet wird. Diese Möglichkeit könnte Vorteile hinsichtlich diverser Aspekte, wie beispielsweise der benötigten Treibstoffmenge bieten, was in den späteren Kapiteln untersucht werden soll.

Die mit Hydrazin betriebene Variante des Arcjets ist, wie schon erwähnt, eine Abwandlung des ATOS Antriebs und trägt den Namen ARTUS. Dieser kann sowohl mit Hydrazin als auch mit Ammoniak betrieben werden, wobei es hinsichtlich des Betriebs mit Hydrazins zwei unterschiedliche Varianten gibt, da dabei sowohl gewöhnliches Hydrazin (N_2+H_4) als auch sekundäres Hydrazin (N_2+2H_2) verwendet werden kann [35]. Das Institut für Raumfahrtssysteme hat hierfür Daten für verschiedene Betriebsmodi für den ARTUS Antrieb zu Verfügung gestellt, wobei folgende Betriebsparameter gewählt wurden:

Tabelle 11: Betriebsparameter des ARTUS Arcjets unter Verwendung von sekundärem Hydrazin [36] [37]

Betriebsparameter	Wert
Power [W]	745,6
Massenstrom [mg/s]	23,3
Schub [N]	0,105
Austrittsgeschw. [m/s]	4512,6
Isp [s]	460

Da diese Parameter jedoch unter der Voraussetzung der Verwendung von sekundärem Hydrazin bestimmt wurden und somit der zuvor erwähnte Vorteil nicht zustande käme, müssen diese Werte für den Betrieb mit gewöhnlichem Hydrazin (N_2+H_4) umgerechnet werden. Die Umrechnung der Werte für den hier relevanten Fall kann Anhang 10.3 entnommen werden. Tabelle 12 zeigt die angepassten Betriebsparameter.

Tabelle 12: Betriebsparameter des ARTUS Arcjets unter Verwendung von Hydrazin

Betriebsparameter	Wert
Power [W]	745,6
Massenstrom [mg/s]	26,7
Schub [N]	0,115
Austrittsgeschw. [m/s]	4314,61
Isp [s]	440

Da der spezifische Impuls ein Kennwert für die Effizienz eines Antriebes darstellt, lässt sich sagen, dass der ARTUS Antrieb unter Verwendung von normalem Hydrazin somit einen geringen Teil seiner Effizienz einbüßt. Für die Erzeugung eines identischen Δv -Wertes wird somit eine geringfügig höhere Menge gewöhnlichen Hydrazins im Gegensatz zu sekundärem Hydrazin benötigt.

Ergeben sich in den folgenden Analysen unterschiedliche Werte für den ARTUS als Primärtrieb (ARTUS (Prim.)) und als Sekundärtrieb (ARTUS (Sek.)), sind diese jeweils separat aufgeführt. Ist nur ein Wert für den ARTUS angegeben, so können für beide Varianten die gleichen Werte angenommen werden.

4.3.3.3 Ionenantrieb (RIT 10 und RIT 22)

Die Ionenantriebe zeichnen sich durch eine andere Funktionsweise aus, als die zuvor betrachteten Antriebe. Die Funktion basiert hierbei auf der Ionisierung von Gastteilchen, wobei es sich bei den RIT-Antrieben um Xenon-Gas handelt. Diese Teilchen werden anschließend in einem elektrischen Feld beschleunigt, wobei der Rückstoß des so erzeugten Ionenstrahls für die Schuberzeugung genutzt wird. Bevor die Teilchen letztendlich ausgestoßen werden, wird der Ionenstrahl noch mit Hilfe eines Neutralisators wieder elektrisch neutralisiert.

Der Zusammenhang von Schub, spezifischem Impuls, Wirkungsgrad und benötigter Leistung wird bei Betrachtung von Formel (49) deutlich [38]:

$$\frac{P}{F} = \frac{g_0 \cdot I_{sp}}{2 \cdot \eta} \quad (49)$$

mit

P : Elektrische Power des Antriebs [W]

F : Schub [N]

g_0 : Erdbeschleunigung [kg/s²]

I_{sp} : Spezifischer Impuls [s]

η : Wirkungsgrad des Antriebs

Die benötigte elektrische Power ist somit immer ein Kompromiss aus erzeugtem Schub und Effizienz des Antriebs (benötigte Treibstoffmasse), weshalb elektrische Antriebe für gewöhnlich in verschiedenen Betriebsmodi, die sich anhand der benötigten Leistung unterscheiden, betrieben werden. Ein weiterer Einflussparameter ist hier der Wirkungsgrad, der für die hier betrachteten Betriebsmodi des RIT 10 und RIT 22 Triebwerks bei knapp unter 50 % (RIT 10) und etwas mehr als 70 % (RIT 22) liegt. Dieser kann mittels der bekannten Betriebsparameter aus Tabelle 9 mit Formel (49) ermittelt werden.

Der RIT 22 stellt dabei eine Besonderheit dar, da er für den hier betrachteten Satelliten normalerweise überdimensioniert ist. Dies begründet sich in dem Bedarf für die elektrische Power, die bei diesem Antrieb bei 4500 W liegt. Der Beispielsatellit selbst besitzt jedoch Power-Budget von 1730 kW für das EOL (End-of-Life), sodass das Powersubsystem für die zusätzlich benötigte Leistung ausgelegt werden muss.

Die Betrachtung dieses Antriebs kann bei Analyse des Treibstoffbedarfs unter der Bedingung des sehr hohen I_{sp} -Werts und hinsichtlich der für die Verwendung eines derartigen Antriebs notwendigen Änderungen des Satellitensystems (System Impact) sehr interessant sein.

4.4 Missionsdauer

Die nominelle Mission spielt für die in dieser Arbeit durchgeführten Analysen nur eine nebensächliche Rolle, da sich Betrachtungen im Folgenden ausschließlich auf das PMD, also den Zeitraum nach der nominellen Mission beziehen. Dennoch muss dieser Parameter definiert werden, da die Dauer der nominellen Mission, insbesondere für die alternative EOL-Strategie aufgrund des anschließenden Fortbetriebs des Satelliten, die Voraussetzungen bezüglich der Zuverlässigkeitsanforderungen für diesen Zeitraum darstellt.

Wie in den vorherigen Abschnitten bereits definiert, soll eine Erdbeobachtungsmission als Grundlage der Betrachtungen dienen. Um hierzu eine möglichst realistische und repräsentative Missionsdauer zu ermitteln, wird im Folgenden erneut die Untermenge der Erdbeobachtungssatelliten auf Basis der Satellitendatenbank der *Union of Concerned Scientists* betrachtet. Es wird dabei deutlich, dass die Zeiträume für die Missionsdauer für diese Art der Missionen eine Spannweite von etwa 5 bis 10 Jahren aufweist [5].

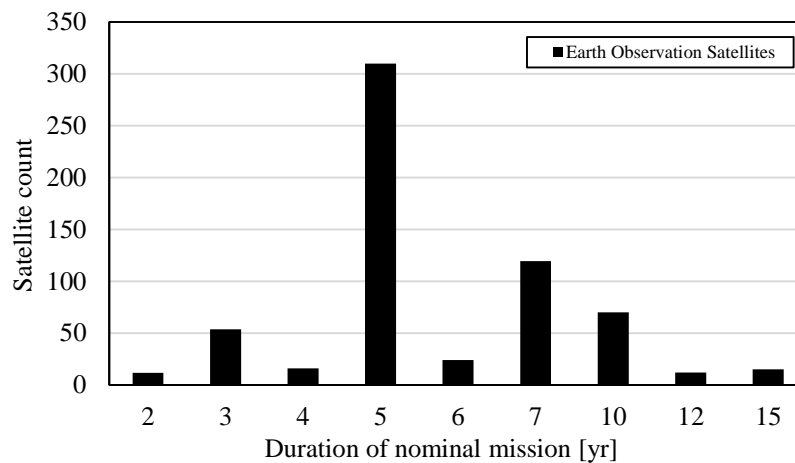


Abbildung 31: Missionszeiträume von aktuellen Erdbeobachtungsmissionen [5]

Wie zu sehen ist, ist der Großteil der Erdbeobachtungsmissionen (~50%) für einen Zeitraum von 5 Jahren vorgesehen, sodass auch sich die in dieser Arbeit durchgeführten Berechnungen auf einen Zeitraum $T_{Mission}$ der nominellen Mission von **5 Jahren** beziehen sollen.

4.5 Risikodefinition

Im Zuge der Risikodefinition soll nun als nächstes festgelegt werden, welche Werte für Kollisionswahrscheinlichkeiten des Satelliten zulässig sind und ab welchem Grenzwert ein Manöver durch die Bodencrew kommandiert werden muss.

Es werden an dieser Stelle für die weiteren Analysen vereinfachte Annahmen getroffen, die mit den bereits in Kapitel 3.8 erwähnten Anforderungen des DLR und der NASA einhergehen. Dort werden Kollisionen mit Objekten mit einem Durchmesser von mehr als 10 cm als kritisch erachtet, sodass der Satellit dadurch aller Wahrscheinlichkeit nach zerstört werden würde. Aus diesem Grund und da Objekte dieser Größe, zumindest für den LEO-Bereich, als **detektierbar** gelten, ist für derartige Kollisionen eine akzeptierte Kollisionswahrscheinlichkeit (ACPL – Accepted Collision Probability Level) von **0,001** definiert. Wird dieser Grenzwert überschritten, so muss ein CA-Manöver durchgeführt werden. Im Gegensatz dazu wird jedoch ebenfalls deutlich, dass Objekte mit einer Größe

von weniger als 10 cm als **nicht detektierbar** betrachtet werden, sodass mit einer Wahrscheinlichkeit von höchstens **0,01** der Fall eintreten darf, dass eine derartige Kollision zum Verlust der Kontrolle des Satelliten führt [23]. Ein CA-Manöver ist nach dieser Definition im wahrscheinlichsten Fall somit nicht durchführbar, sodass eine Einhaltung dieser Anforderung nur über ein entsprechend geplantes Design des Satelliten erreicht werden kann.

In den folgenden Kapiteln werden demnach für die Kollisionswahrscheinlichkeiten immer zwei Werte angegeben, wobei sich der eine Wert $ACP_{<10cm}$ auf den Bereich der Objektdurchmesser von 0,01 m bis 0,1 m und der andere Wert $ACP_{>10cm}$ auf den Größenbereich von 0,1 m bis 100 m bezieht. Die Grenzen für das Minimum von 0,01 m und das Maximum von 100 m ergeben sich hierbei durch die von *ARES* vorgegebenen Grenzwerte für die minimale bzw. maximale Objektgröße.

Das in *DRAMA* implementierte Tool *MIDAS* bietet hier jedoch die Möglichkeit, die Anzahl an Kollisionen für Objekte ab einer Größe im Mikrometerbereich zu betrachten. Abbildung 32 zeigt hier beispielhaft für den Missionsorbit die Anzahl an Kollisionen pro in Abhängigkeit von dem Objektdurchmesser für einen Größenbereich von 1 μ m bis 1 cm.

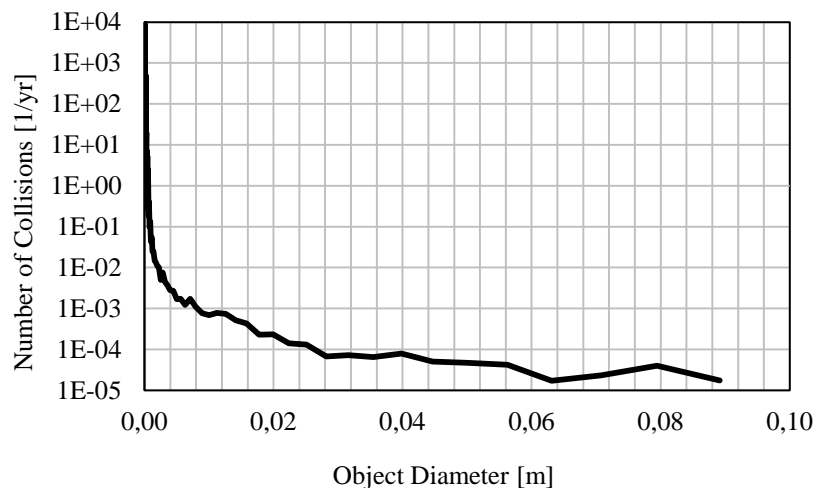


Abbildung 32: Anzahl der Kollisionen mit Objekten von 1 μ m bis 1 cm

Es ist zu erkennen, dass die Anzahl an Kollisionen mit kleiner werdendem Objektdurchmesser extrem ansteigt. Weil die Auswirkungen einer Kollision mit kleiner werdendem Durchmesser jedoch immer vernachlässigbarer werden, wird die untere Betrachtungsgrenze für alle hier durchgeführten Analysen, gemäß der durch *ARES* bedingten Einschränkung auf 1 cm festgelegt.

Der Grenzwert des ACPL beeinflusst somit, wie oft ein CA-Manöver notwendig wird, wobei sich die CA-Manöverfrequenz auf das Δv -Budget auswirkt. Da in der klassischen EOL-Strategie nach Ende der nominellen Mission aufgrund der Passivierung keine CA-Manöver mehr durchgeführt werden können, beschränkt sich dieser Aspekt in diesem Fall auf die Dauer der nominellen Mission und wird deshalb nicht weiter betrachtet.

In der alternativen EOL-Strategie hingegen, soll der Satellit bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts weiter betrieben werden, damit durch CA-Manöver Kollisionen mit Space Debris auch dann noch verhindert werden, wenn die nominelle Mission des Satelliten bereits beendet ist. Dieser Zeitraum bestimmt somit, zusammen mit dem Grenzwert für die akzeptierte Kollisionswahrscheinlichkeit, wie groß das vorgesehene Treibstoffbudget für CA-Manöver sein muss.

Zur Bestimmung der Anzahl an CA-Manövern zur Planung des dafür vorzusehenden Δv -Budgets, kann beispielsweise das Tool *DRAMA* verwendet werden. Da diese Analysen jedoch lediglich auf statistischer Basis durchgeführt werden und die dabei entstehenden Ergebnisse von vielen im Vorfeld einzustellenden Parametern abhängen, für die wiederum eine große Anzahl an Annahmen getroffen

werden muss, wird sich im weiteren Verlauf der Arbeit auf das Anforderungsdokument *EOP-SFP/2012-07-1656* der ESA berufen [24]. Hier werden genaue Anweisungen gegeben, welche Anzahl an CA-Manövern für bestimmte Orbithöhenbereiche angenommen werden sollen und für welche Orbitänderung der Δv -Bedarf hinsichtlich eines CA-Manövers kalkuliert werden soll (s. Abschnitt 3.9).

5. Klassische End-of-Life Strategie

5.1 Richtlinien zur Space Debris Mitigation (SDM)

Heutzutage ist es bereits klar definiert, wie mit einem Satelliten, dessen nominelle Mission beendet ist, weiter verfahren werden muss. Das Augenmerk liegt hierbei darauf, dass dessen Verbleib im Orbit auf eine bestimmte begrenzt ist. Dies soll bewirken, dass Objekte, die heutzutage von der Menschheit auf Umlaufbahnen um die Erde gebracht werden, zum einen weder einen weiteren Zuwachs der Space Debris Population verursachen bzw. diesen möglichst zu minimieren, noch zu einer Gefahr für andere oder zukünftige Satellitenmissionen werden. Um dieses Ziel zu erreichen, wurden bis heute bereits diverse verbindliche Anforderungen von den internationalen Raumfahrtagenturen verfasst, denen jede neue Raumfahrtmission unterstellt ist.

Als wichtigstes Dokument für europäische Satellitenmissionen gilt hier die **ISO 24113**. In diesem Anforderungsdokument werden alle Verfahrensweisen geregelt, die mit der Verminderung der Space Debris Entstehung (Space Debris Mitigation) in Zusammenhang stehen.

Die zentralsten Bestimmungen für LEO-Missionen werden im Folgenden aufgelistet [3]:

- **Punkt 5.1:** Definition von sogenannten *Protected Regions* für LEO und GEO Orbits.

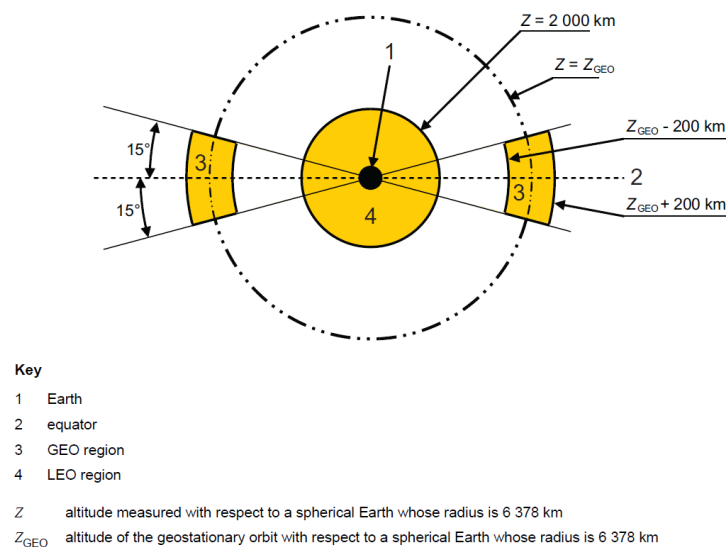


Abbildung 33: Darstellung der Protected Regions für LEO und GEO Orbits [3]

Die LEO Protected Region beschreibt einen Bereich, der sich von der Oberfläche der Erde bis zu einer Höhe z von 2000 km erstreckt. Die GEO Protected Region hingegen ist definiert als ein kugelschalenförmiger Ringbereich, der sich entlang der Erdäquators in einer Höhe von $z_{GEO} \pm 200$ km und einem Breitengradbereich von 15° Süd bis 15° Nord erstreckt. z_{GEO} entspricht dabei einer Höhe von 35786 km [39].

Beide Regionen zusammen definieren den Geltungsbereich der in der ISO 24113 beschriebenen Anforderungen.

- **Punkt 6.2.2.1:** Das Explosionsrisiko für Satelliten und Raketenoberstufen darf einen Grenzwert von 10^{-3} bis zum Ende der Lebensdauer nicht überschreiten.

- **Punkt 6.2.2.3:** Während der Disposal-Phase sollen die sich noch im System befindlichen Energiereserven des Satelliten bzw. der Raketenoberstufe durch eine kontrollierte Abfolge abgelassen oder gesichert werden.
- **Punkt 6.3.1.1:** Die Wahrscheinlichkeit für ein erfolgreiches Disposal (dt.: „Beseitigung“) eines Satelliten oder einer Raketenoberstufe muss zum Zeitpunkt der Ausführung mindestens **0,9** betragen.
- **Punkt 6.3.3.1:** Ein Satellit oder eine Raketenoberstufe, ungeachtet dessen, ob es sich um einen permanenten oder periodischen Betrieb innerhalb der LEO Protected Region handelt, muss nach Ablauf der Missionsdauer die Region innerhalb eines Zeitraums von **25 Jahren** verlassen haben.

Diese fünf zentralen Anforderungen der ISO 24113 bilden seit Mai 2011 die Grundsätze, die in der Planung und Umsetzung aller (LEO-)Raumfahrtmissionen berücksichtigt werden müssen. Es sind jedoch zum jetzigen Zeitpunkt diverse Missstände sowohl bezüglich der Einhaltung als auch des Erfolgs dieser Strategie zu erkennen, die einen Bedarf für alternative Lösungen begründen.

5.2 Einhaltung der Richtlinien

Nachdem sich seit den 70er Jahren nach und nach ein Bewusstsein für den Schutz der Weltraumumgebung um die Erde und somit auch den Schutz zukünftiger Raumfahrtmissionen entwickelt hatte, wurden bereits 1978 in Publikationen erste Bedenken und Empfehlungen hinsichtlich der möglichen Entwicklungen der Space Debris Umgebungen und der damit verbundenen Auswirkungen auf Raumfahrtmissionen geäußert. Seit dieser Zeit wurden über die Jahre mehrere Standards der nationalen und internationalen Organisationen entworfen, bis im Jahr 2010 die erste Version der ISO 24113 veröffentlicht wurde. Seit 2014 wurden diese Anforderungen dann auch von der ESA übernommen und gelten seither für jede europäische Raumfahrtmission [2].

Abbildung 34 ist jedoch zu entnehmen, dass der Grad der Einhaltung, der am Anfang des 21. Jahrhunderts für den LEO-Bereich erwartet wurde, nicht der Entwicklung in der Realität entspricht.

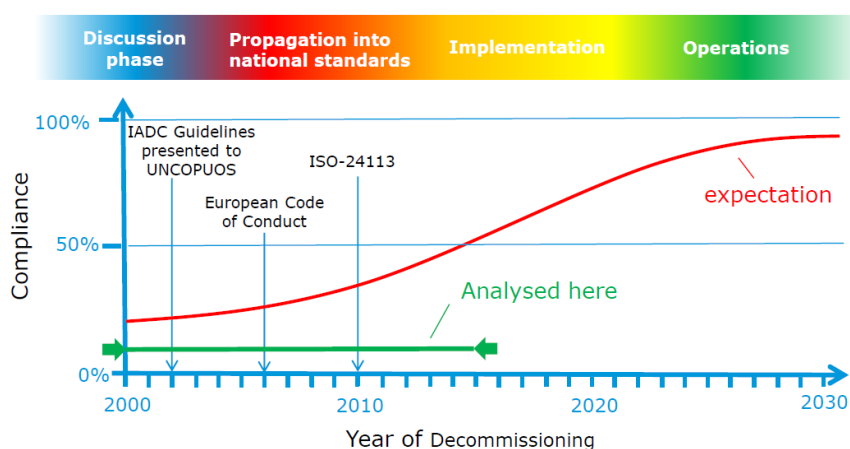


Abbildung 34: Erwartetes und tatsächliches Level der Einhaltung der SDM Richtlinien [40]

Zum heutigen Zeitpunkt sind es gerade einmal **50%** bis **60%** der Raumfahrzeuge, die nach Ende ihrer nominellen Mission ein Post Mission Disposal durchführen. Dies hat verschiedene Gründe, die hauptsächlich auf den großen Einfluss in der System- und Missionsplanung zurückzuführen sind. Zum einen sind in den meisten Fällen mehrere hundert Kilogramm zusätzlicher Treibstoff für den Transfer zu einem entsprechend niedrigen Orbit notwendig, um ein erfolgreiches PMD durchführen zu können, was als ein großer zusätzlicher Aspekt bei der Finanzplanung und dem Δv -Budget der Mission berücksichtigt werden muss. Insbesondere die Investoren bevorzugen hier, den zusätzlichen Treibstoff für eine Verlängerung der Missionsdauer zu nutzen. Zum anderen verursacht das PMD einen vollständigen Verlust der Kontrolle über den Satelliten, wodurch dieser nach Abschluss der Passivierung zu einem weiteren Risikofaktor für die Entstehung von neuem Space Debris wird, was in im folgenden Verlauf noch genauer untersucht werden soll [41].

5.3 Missionsphasen

Wie in Abbildung 35 zu erkennen, werden innerhalb der ISO 24113 für den Missionsabschnitt, ab dem Moment des Starts der Trägerrakete bis zum Wiedereintritt des Satelliten in die Erdatmosphäre, mehrere Unterphasen definiert und somit ein genauer Ablauf vorgeschrieben.

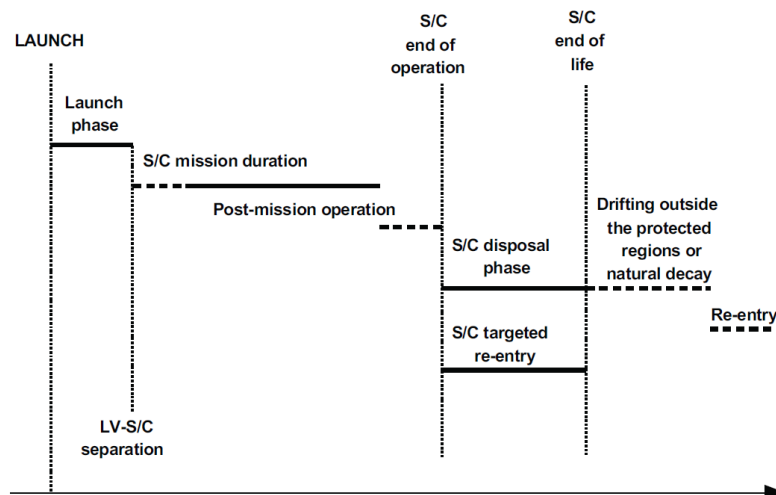


Abbildung 35: Missionsphasen unter Einhaltung der SDM Richtlinien [3]

Bei der ersten Phase handelt es sich um die *Launch Phase*, also den Zeitraum von Start bis zum Einschuss des Satelliten in den jeweiligen Orbit, bei dem der Satellit von der Raketenoberstufe separiert wird. Sobald der Satellit sich auf seinem Zielorbit befindet, startet die Phase der nominellen Mission, in der alle Aufgaben, für die der Satellit vorgesehen ist, durchgeführt werden. Die Länge der nominellen Mission eines Satelliten kann dabei, je nach Größe und Komplexität der Mission, Zeiträume von sechs Monaten bis zu 15 Jahren umfassen [13].

Ab dem Moment, an dem die nominelle Mission endet (End of Operation), beginnt die *Disposal Phase*, in der das PMD durchgeführt wird. Dieser Abschnitt beinhaltet im Wesentlichen alle Aufgaben, durch die gewährleistet werden soll, dass das Risiko für die Entstehung von weiterem Space Debris so gering wie möglich ist.

Zu diesem Zweck wird der Satellit zuerst auf eine Orbithöhe gebracht, in der die atmosphärische Dichte bereits so groß ist, dass sich der Orbit des Satelliten durch atmosphärische Reibung innerhalb von 25 Jahren so sehr verringert, dass er ohne weitere Manöver wieder in die Erdatmosphäre eintritt.

Dieser Effekt wird im Folgenden als *Natural Decay* (ND) bezeichnet. Auf die physikalischen Aspekte und Berechnungen zum ND wird in Abschnitt 5.5 tiefer eingegangen.

Nach dem der Satellit seinen ND-Orbit erreicht hat, beginnt, ebenfalls als Teil des PMDs, die sogenannte **Passivierung**. Das Ziel der Passivierung ist es, die gesamte noch im Satellitensystem befindliche Energie aus dem System zu entlassen. Der Grund hierfür liegt darin, dass der Satellit in dem Zeitraum von 25 Jahren bis zu seinem Wiedereintritt nicht mehr kontrollierbar sein wird, weshalb auch möglichen Kollisionsobjekten nicht mehr aktiv ausgewichen werden kann. Um im Falle einer Kollision die Anzahl der Auswirkungen auf ein Minimum zu reduzieren ist dieser Vorgang für dieses EOL-Prinzip zwingend notwendig. Die Methoden und weitere Einzelheiten der Passivierung werden in folgenden Abschnitt 5.4 detaillierter beschrieben.

Eine alternative, jedoch aufgrund des hohen Treibstoffbedarfs selten angewendete Art, einen Satelliten aus dem Orbit zu entfernen, ist der sogenannte *Targeted Re-entry* oder auch *direkter Wiedereintritt*. Es handelt sich dabei, wie der englische Begriff bereits vermuten lässt, um einen gezielten Wiedereintritt des Satelliten, bei dem dieser mit Hilfe eines großen und teuren Manövers direkt von seinem operationellen Orbit aus über einer ausreichend genau bestimmten Region der Erde zum Wiedereintritt gebracht wird. Analog dazu, wird die zuvor beschriebene Wiedereintrittsvariante als *Uncontrolled Re-entry*, also als unkontrollierter Wiedereintritt bezeichnet. Der Grund hierfür liegt darin, dass im Vorfeld nicht genau bestimmt werden kann, wo genau der Satellit über der Erdoberfläche wiedereintreten wird.

5.4 Passivierung

Wie in Abschnitt 5.1 beschrieben, sehen die Richtlinien vor, dass der Satellit nach Erreichen seines ND-Orbits passiviert wird. Präzise ausgedrückt soll die gesamte Energie, die sich zu diesem Zeitpunkt noch innerhalb des Satellitensystems befindet, aus dem System abgelassen werden. Die Energie kann hierbei beispielsweise in Form von elektrischer Energie in Batterien und Treibstoffresten oder Druckgasen im Tank vorliegen. Des Weiteren ist es notwendig, alle Energiequellen, wie beispielsweise Solarpanele von dem System zu entkoppeln, damit keine weitere Ladung der Batterien erfolgen kann [3].

Der Grundgedanke hinter Passivierung ist, dass der Satellit im Falle einer Kollision, die nach der Passivierung aufgrund des Kontrollverlustes nicht mehr verhindert werden können, nicht explodieren kann und somit die Anzahl der dabei entstehenden Fragmente so gering wie möglich gehalten wird.

Die verschiedenen Formen von Energie im Satellitensystem machen es jedoch notwendig, dass eigens für die Passivierung genutzte Technik miteingeplant werden muss, die die Komplexität des Satelliten beeinflussen kann. Ein ebenfalls für die hier durchgeführten Betrachtungen sehr interessanterer Aspekt ist die Zuverlässigkeit der Passivierungskomponenten, die nach einem relativ langen Zeitraum der nominellen Mission ausreichend hoch sein muss, sodass ein erfolgreiches PMD zum Zeitpunkt der Durchführung mit einer Wahrscheinlichkeit von 0,9 (90%) gewährleistet ist (s. Abschnitt 5.1). Die Risiken und Ausfallwahrscheinlichkeiten, die sich hinsichtlich der Zuverlässigkeit dieser Komponenten ergeben, werden in der Risikoanalyse in Abschnitt 5.10 näher beleuchtet.

Aufgrund der verschiedenen Arten von Energie, die sich in einem Satellitensystem befindet, gibt es somit auch verschiedene Arten der Passivierung. Die elektrische Passivierung beispielsweise bezieht sich hierbei zum einen auf die Abkopplung der Solarpanele von den Batterien, sodass diese nicht weiter aufgeladen werden können. Die Passivierungsmethoden teilen sich hierbei in externe und interne Methoden auf, wobei die externe Variante beispielsweise durch sogenannte *Cable Cutter* umgesetzt wird, die die Verbindung zwischen Solarpanel und Batterie kappen. Die interne Variante

befindet sich innerhalb der *Power Control & Distribution Unit* (PCDU) und sorgt dabei in Form von Schaltern (Switches) für eine Trennung der Einheiten auf Schaltkreisebene [42].

Die Passivierung des Treibstoffs (gasförmig oder flüssig) wird mit Hilfe eigens hierfür entwickelter Technik umgesetzt. Als Beispiel ist hierbei die CNES (Centre national d'études spatiales) zu nennen, die zu diesem Zweck spezielle Pyro-Ventile entwickelt hat, die für die Entleerung von Tanks genutzt werden können [43].

Auf die technischen Aspekte der Passivierung soll im Zuge dieser Arbeit jedoch nicht tiefer eingegangen werden. Der Aspekt, der in der späteren Trade-Off Studie von größerem Interesse ist, ist die steigende Systemkomplexität, die durch Passivierungskomponenten, unabhängig davon, ob es sich um die Passivierung des Antriebs- oder des Powersystems handelt, ansteigt.

5.5 Natural Decay

Wie in Abschnitt 5.3 bereits erwähnt, wird sich bei der klassischen End-of-Life Strategie ein Effekt zunutze gemacht, der darauf basiert, dass mit abnehmender Orbithöhe die atmosphärische Dichte ρ sehr stark ansteigt, bis sie letztendlich auf Erdoberflächenniveau einen Wert von $1,2 \text{ [kg/m}^3\text{]}$ besitzt. In einer Orbithöhe von ca. 150 km hingegen hat sie sich bereits um neun Größenordnungen auf einen Wert von $2,53 \cdot 10^{-9} \text{ [kg/m}^3\text{]}$ verringert [13].

Abbildung 36 verdeutlicht hierbei zumindest ansatzweise, welche Änderungsraten dp/dh die atmosphärische Dichte in einem Bereich von 0 km bis ca. 1500 km, aufweist.

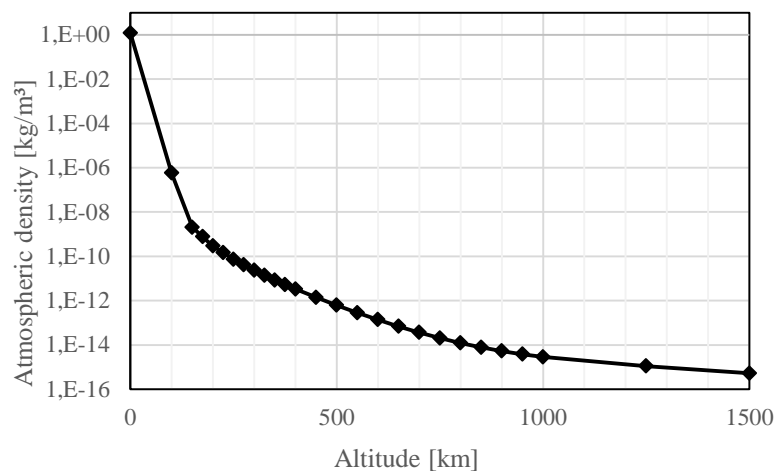


Abbildung 36: Verlauf der atmosphärischen Dichte in Abhängigkeit der Höhe [13]

Die Dichte der Atmosphäre hingegen selbst, wird stark durch das sich, wie in Abbildung 37 zu erkennen, zyklisch alle 11 Jahre grundlegend ändernde Sonnenwetter beeinflusst und variiert somit stark zwischen Phasen solaren Minimums und Maximums. In diesen verschiedenen Phasen schwankt der Partikelfluss, oder auch *Solar Radio Flux* genannt, im Wellenlängenbereich von 10,7 cm bzw. 2800 MHz, den die Sonne kontinuierlich in Richtung der Erde ausstößt, stark. Angegeben wird dieser mit Hilfe des solaren Radioflussindex F10.7 [$10^{-22} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1}$] [13]. Da dieser Index nur durch tägliche Messungen der Sonnenaktivität ermittelt werden kann und dieser neben den zyklischen Schwankungen auch täglichen Schwankungen unterliegt, lässt sich der Index und somit auch die tatsächliche Dichte der Atmosphäre nur schwer und ungenau vorhersagen. Es werden jedoch verschiedene Tools (s. Tabelle 13) angeboten, mit denen es möglich ist, den F10.7 Index für die Zukunft zu propagieren. In Abbildung 37 ist zu erkennen, dass die propagierten Werte der einzelnen Tools stark voneinander abweichen.

Tabelle 13: Analyse-Tools mit implementierten Funktionen zur Propagation des Sonnenwetters

Tool	Anbieter	Lizenz
STK	Analytical Graphics, Inc.	Kostenpflichtig
DRAMA	ESA	Freeware
GMAT	NASA	Freeware
DAS	NASA	Freeware

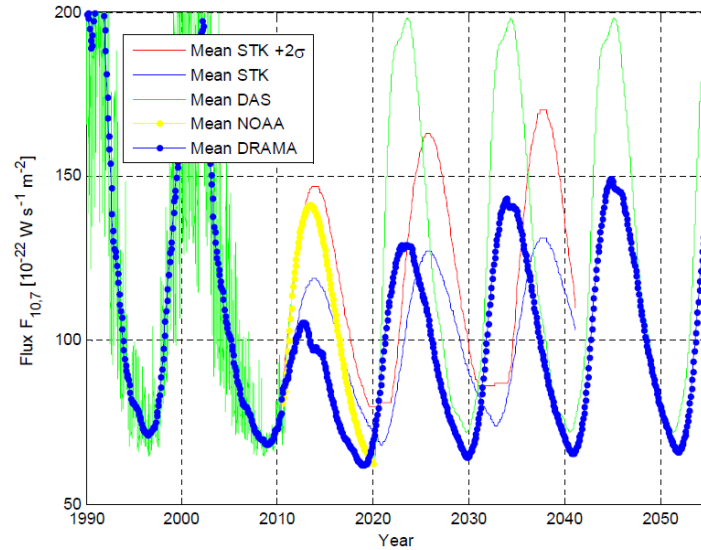


Abbildung 37: Simulierte zyklische Veränderungen des Sonnenwetters mit verschiedenen Tools [44]

Aufgrund dessen, dass durch die Dichte der Atmosphäre durch Reibungseffekten eine Störbeschleunigung f_D auf den Satelliten ausgeübt wird, wird dieser kontinuierlich gebremst und somit die Orbithöhe verringert. Um nun den ND, beziehungsweise die Zeit zu berechnen, die der Satellit benötigt, um von einem bestimmten Orbit ausgehend wieder einzutreten, muss die atmosphärische Dichte bekannt sein. Die Formel für die Störbeschleunigung f_D , die der Haupteinflussfaktor für den ND ist, lautet wie folgt [13]:

$$f_D = -\left(\frac{1}{2}\right) \cdot \frac{c_D \cdot A}{m} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (50)$$

Da, wie in der Formel (50) zu sehen, die Dichte als Faktor mit einfließt, muss diese in irgendeiner Weise für die Berechnung der Störbeschleunigung ermittelt werden. Zu diesem Zweck wurden diverse Atmosphärenmodelle entwickelt, die für unterschiedliche Höhenbereiche kompatibel sind. Darüber hinaus unterscheiden sich diese auch darin, dass manche in der Lage sind, das Sonnenwetter auf Basis von Messwerten in der Berechnung von ρ zu berücksichtigen. Eine Auflistung der wichtigsten Atmosphärenmodelle findet sich in Tabelle 14.

Tabelle 14: Die wichtigsten Atmosphärenmodelle [20]

Atmosphärenmodell	Höhenbereich [km]	Sonnenwetter [J / N]
Jacchia-Roberts	70 – 2500	J
U.S. Standard Atmosphere	0 - 1000	N
NRLMSISE-00	0 - 2000	J
Exponential Model	0 – 1000	N

Wie in Formel (50) außerdem zu erkennen ist, gibt es noch zwei weitere Einflussfaktoren, die für die Bestimmung der Störbeschleunigung eine Rolle spielen. Es handelt es sich dabei um die Querschnittsfläche in Flugrichtung A Satelliten und den Widerstandsbeiwert c_D , die beide von der Geometrie des Satelliten abhängen. Welche Widerstandsbeiwerte sich für verschiedene Geometrien von realen Satelliten ergeben, kann Tabelle 15 entnommen werden.

Tabelle 15: Beispielsatelliten mit Form, AMR und c_D -Wert [13]

Satellit	Max c_D	Min c_D	AMR	Form
Oscar-1	4	2	0,015	Boxförmig
Intercos.-16	2,67	2,1	0,005	Zylindrisch
Viking	4	2,6	0,008	Oktogonal
Explorer-11	2,83	2,6	0,004	Oktogonal
Explorer-17	2	2	0,003	Sphärisch
Sp. Teles.	3,33	4	0,01	Zylindrisch*
OSO-7	3,67	2,9	0,017	9-seitig
OSO-8	3,76	4	0,006	Zylindrisch
Pegasus-3	3,3	4	0,025	Zylindrisch
Landsat-1	3,4	4	0,012	Zylindrisch
ERS-1	4	4	0,021	Boxförmig
LDEF-1	2,67	4	0,004	12-seitig
HEAO-2	2,83	4	0,004	Hexagonal
Vanguard-2	2	2	0,021	Sphärisch
SkyLab	3,5	4	0,006	Zylindrisch
Echo-1	2	2	9,7	Sphärisch

5.5.1 Dauer des Natural Decay

Um nun den Verlauf und die Dauer des ND berechnen zu können muss nun betrachtet werden, wie sich die große Halbachse a des Satelliten mit jedem Umlauf verändert, nachdem er mittels eines Transfers auf einen ND-Orbit gebracht wurde. Hierzu kann folgende Formel zur Berechnung herangezogen werden [45]:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \cdot (1 - e^2) \int_0^\pi f_D \cdot \sqrt{1 - e^2 \cdot \cos^2(E)} dE \quad (51)$$

mit

- a : Große Halbachse [km]
- e : Exzentrizität
- f_D : Störbeschleunigung [m/s²]
- E : Exzentrische Anomalie [°]
- μ : Gravitationsparameter [kg³/s²]

* besitzt Solarpanele

Da in der Formel (51) für die Störbeschleunigung f_D und somit die Dichte der Atmosphäre mit einfließt, die mit abnehmender Höhe und somit auch kleiner werdendem a , ansteigt, steigt auch die Änderung der großen Halbachse da immer weiter an. Ergibt sich dadurch, aufgetragen über die Zeit, ein für den ND charakteristischer Höhenverlauf, wie in Abbildung 38 für das Beispiel eines Satelliten mit einer AMR von 0,011 und einem Startorbit 650 km dargestellt.

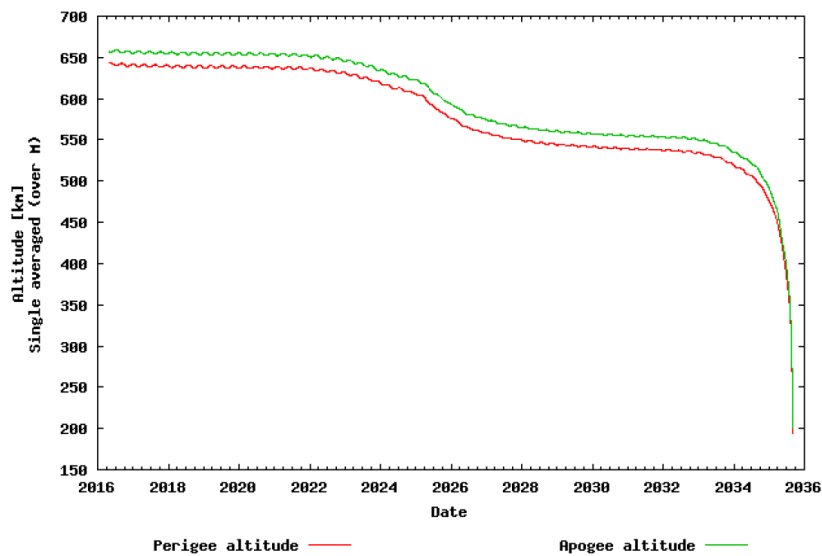


Abbildung 38: Natural Decay Prozess für einen Satelliten (AMR = 0,011) ausgehend von 650 km

Der etwas schwankende Verlauf ist hier auf Variationen im Sonnenwetter und in der atmosphärischen Dichte zurückzuführen. Mit dem Tool *OSCAR* können verschiedene Methoden für die Modellierung der Solaraktivität, die sich wiederum auf die atmosphärische Dichte und somit den ND-Prozess auswirkt, ausgewählt werden. Für die Berechnungen in diesem Dokument wird ausschließlich der *ECSS Sample Solar Cycle* verwendet, da dieser im Zuge des ECSS Standard *ECSS-E-ST-10-04C* aus dem Jahr 2008 vorgeschlagen wurde. Dieser beschreibt, dass für die Vorhersage der Solaraktivität die gemittelten Werte für jeden Monat des 23. solaren Zyklus verwendet werden sollen [22]. Die solaren Zyklen wurden hierbei seit Anfang der Aufzeichnungen der Solaraktivität im Jahre 1749 durchnummeriert, wobei der 23. Zyklus im Jahr 2008 endete [46]. Eine genauere Beschreibung des ECSS Sample Solar Cycle kann im *DRAMA Final Report* nachgelesen werden [22].

Da der ND in der klassischen End-of-Life Strategie den grundlegenden De-Orbit Mechanismus darstellt und gefordert ist, dass dieser den Satelliten innerhalb von 25 Jahren zum Wiedereintritt bringt, ist es für die Missionsplanung notwendig, den richtigen End-of-Life Orbit zu kennen. Die Höhe dieses Orbits hängt jedoch vom Satelliten selbst ab, da dieser, wie in Abschnitt 5.5 beschrieben, durch seine Geometrie den Betrag der Störbeschleunigung f_D beeinflusst. Abbildung 39 zeigt hier für verschiedene AMRs eines Bereichs von 0,004 bis 0,02, was in etwa den Bereich der AMRs für gewöhnliche Satelliten darstellt (s. Tabelle 15), die entsprechenden Startorbits für einen ND der innerhalb der 25 Jahres Grenze liegt.

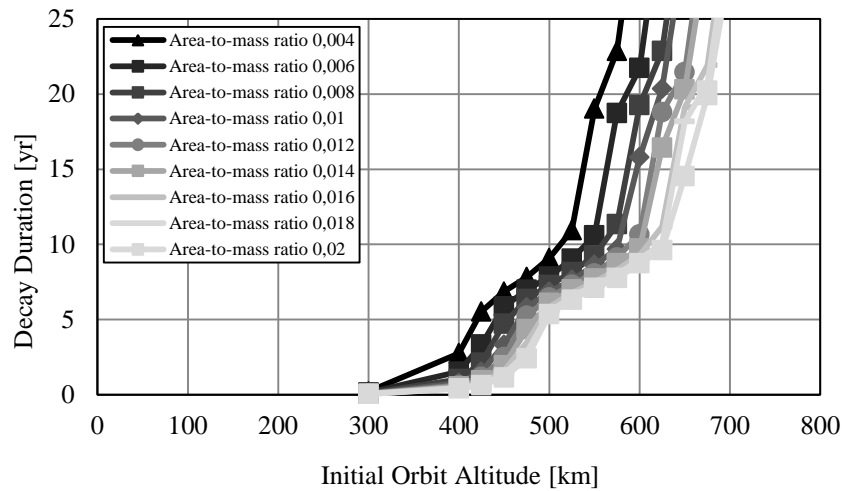


Abbildung 39: 25-Jahres ND-Orbits für AMRs von 0,004 bis 0,2

Wie in dem Diagramm zu erkennen, liegt die Höhe des möglichen Startorbits knapp unter 700 km für eine AMR von 0,02; für eine AMR von 0,004 hingegen liegt dieser bei ungefähr 580 km. Es wird somit deutlich, dass die AMR einen großen Einfluss auf den zu erreichenden ND-Orbit hat, was sich letztendlich auf den Δv - und somit auch den Treibstoffbedarf für den Transfer niederschlägt.

5.6 Manöveranalyse

5.7 Manöveranalyse – Natural Decay

Der Satellit wird sich, wie in den vorherigen Abschnitten beschrieben, nach seiner Mission bis zu 25 Jahren im Prozess des ND befinden. Da während dieses Zeitraums keinerlei Möglichkeit mehr besteht, in irgendeiner Form auf eine mögliche Kollisionsgefahr zu reagieren, wird im Folgenden berechnet, mit welcher Wahrscheinlichkeit es während dieses Zeitraums zu einer Kollision kommen wird.

Es wird dabei von einem Startorbit von $a_{25yr} = 7059 \text{ km}$ ($h_{25yr} = 681 \text{ km}$) und der maximalen Dauer von $T_{ND} = 25 \text{ yr}$ für den ND ausgegangen. Dieser wurde für den in Abschnitt 4.3 beschriebenen Beispielsatelliten als 25-Jahres ND-Orbit mit dem Tool *OSCAR* ermittelt. Das Tool wird hierbei ebenfalls dafür benutzt, um einen detaillierten Höhenverlauf des Satelliten zu ermitteln, der anschließend zur Bestimmung der Kollisionswahrscheinlichkeit während des gesamten De-Orbit Prozesses genutzt werden kann. Die relevanten Parameter für die Berechnungen sind in Tabelle 16 noch einmal zusammengefasst.

Tabelle 16: Relevante Parameter des Referenzsatelliten und des ND-Orbits

	Parameter	Wert
Satellit	Trockenmasse m_{dry} [kg]	1100
	Querschnittsfläche A [m ²]	12,1
	Widerstandsbeiwert c_D	3,5
ND-Orbit	Große Halbachse a [km]	7059
	Inklination [°]	98,8
	Exzentrizität e	0,001

OSCAR liefert hierbei für jeden Tag des ND einen Wert für die Orbitparameter (a, e, i, Ω, ω) in tabellarischer Form, die anschließend analysiert werden können. Da während der Simulation mit OSCAR jedoch über 9000 Werte für jeden Parameter generiert werden, wobei hier nur die große Halbachse a und die Exzentrizität e von Bedeutung sind, müssen diese vorerst auf geeignete Weise reduziert werden. Hierzu werden die Werte in eine Excel-Tabelle eingepflegt und mittels eines geeigneten Makros zu einer kleinen Anzahl an Werten zusammengefasst. Dabei wird die in dem jedem Höhensektor verstrichene Zeit für jeden Abschnitt ermittelt. Abbildung 40 zeigt hierbei sowohl den wahren Höhenverlauf auf Basis aller von OSCAR erzeugten Werte (linkes Diagramm) und den auf 12 Werte reduzierten Verlauf (rechtes Diagramm).

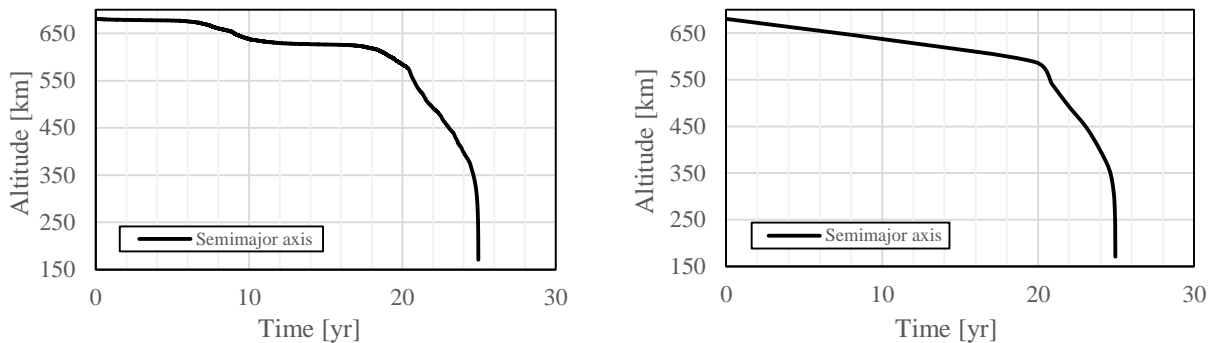


Abbildung 40: Verlauf der großen Halbachse ausgehend von 681 km (links); Auf 12 Werte reduzierter Höhenverlauf (rechts)

Um die Trajektorie des Satelliten während dieses Prozesses zu veranschaulichen, zeigt Abbildung 41 den Verlauf des Arguments des aufsteigenden Knotens Ω aufgetragen über die Orbithöhe. Dies zeigt in etwa, wie lange sich der Satellit in welchen Höhenbereichen aufhält.

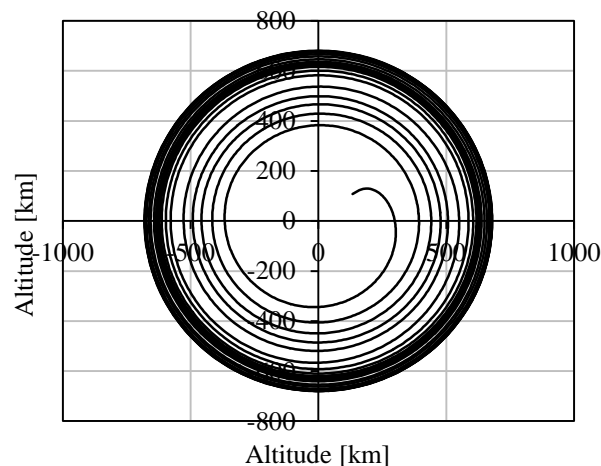


Abbildung 41: Verlauf des Arguments des aufsteigenden Knotens in Abhängigkeit der Orbithöhe

Die Kollisionswahrscheinlichkeiten werden für jeden der reduzierten Höhenwerte unter Verwendung des Tools *ARES* bestimmt. Gemäß den Richtlinien werden die SD-Objekte unterhalb und oberhalb einer Größe von 10 cm getrennt voneinander betrachtet. Tabelle 17 zeigt die reduzierten Höhenwerte, die Änderung der Exzentrizität und die jeweils verstrichene Zeit.

Tabelle 17: Berechnete Höhensektoren mit der entsprechenden Aufenthaltszeit des Satelliten

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]
681	7059	0,0000	0	0,00
634	7012	0,0018	3911	10,71
588	6966	0,0006	7243	19,83
542	6920	0,0018	7627	20,88
495	6873	0,0007	8007	21,92
449	6827	0,0008	8427	23,07
403	6781	0,0009	8737	23,92
356	6734	0,0014	8978	24,58
310	6688	0,0014	9075	24,85
264	6642	0,0016	9105	24,93
217	6595	0,0015	9112	24,95
171	6549	0,0010	9115	24,96

Da, wie in Abschnitt 4.3.1 beschrieben, für Berechnungen bezüglich der Kollisionswahrscheinlichkeit die größtmögliche Querschnittsfläche genutzt werden muss, wird im Folgenden der Radius r_{max} für die Berechnungen mit *ARES* zugrunde gelegt.

Hierbei wurden folgende Werte für die Kollisionswahrscheinlichkeiten $ACP_{<10cm}$ bzw. $ACP_{>10cm}$ und, durch Multiplikation mit der Zeit (in Jahren), die sich der Satellit in dem entsprechenden Höhenbereich befindet, die $CP_{<10cm}$ und $CP_{>10cm}$ für die berechnete Querschnittsflächen ermittelt:

Tabelle 18: Kollisionswahrscheinlichkeiten für den ND-Prozess

ΔT [yr]	$ACP_{<10cm}$	$CP_{<10cm}$	$ACP_{>10cm}$	$CP_{>10cm}$	CP_{tot}
10,7077	2,56E-03	2,74E-02	2,18E-04	2,33E-03	2,29E-02
9,1225	2,88E-03	2,63E-02	2,13E-04	1,94E-03	2,17E-02
1,0513	2,05E-03	2,15E-03	1,67E-04	1,76E-04	1,80E-03
1,0404	1,74E-03	1,81E-03	1,58E-04	1,65E-04	1,52E-03
1,1499	8,92E-04	1,03E-03	1,09E-04	1,25E-04	8,91E-04
0,8487	5,80E-04	4,92E-04	5,14E-05	4,36E-05	4,13E-04
0,6598	1,03E-03	6,80E-04	4,94E-05	3,26E-05	5,47E-04
0,2656	4,74E-04	1,25E-04	4,19E-05	1,10E-05	1,06E-04
0,0821	1,98E-04	1,63E-05	1,81E-05	1,48E-06	1,37E-05
0,0192	1,29E-04	3,18E-06	6,72E-06	1,65E-07	2,00E-06
0,0082	3,92E-05	2,15E-07	3,67E-06	2,01E-08	2,73E-07
		5,99E-02		4,83E-03	6,47E-02

Es ergibt somit eine Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit CP_{ND} von ca. **6,47%**, der der Satellit während des ND-Prozesses bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritt ausgesetzt ist.

5.8 Manöveranalyse – De-Orbit (chemisch)

5.8.1 1-Manöver Hohmann-Transfer (HT1)

Das Vorgehen zur Berechnung der Kollisionswahrscheinlichkeit soll hier analog zu der Vorgehensweise im vorherigen Abschnitt erfolgen.

Mit *OSCAR* wurde dabei im Vorfeld ermittelt, dass das Perigäum bis auf $h_p = 568 \text{ km}$ abgesenkt werden muss, damit der hier betrachtete Satellit innerhalb von 25 Jahren wieder in Erdatmosphäre eintritt. Für den entsprechenden 1-Manöver Hohmann-Transfer kann somit anschließend der sich ergebende Verlauf der großen Halbachse während des De-Orbit Prozesses berechnet werden, wobei gleichzeitig für jeden der errechneten Werte ein Wert für die Exzentrizität angegeben wird. Nach dem dann der Verlauf nach der beschriebenen Methode auf 12 Werte reduziert wurde, kann mit Hilfe dieser beiden Werte für jeden Abschnitt die Kollisionswahrscheinlichkeit mit *ARES* bestimmt werden.

Es hat sich dabei folgender Höhenverlauf für den De-Orbit Prozess ergeben:

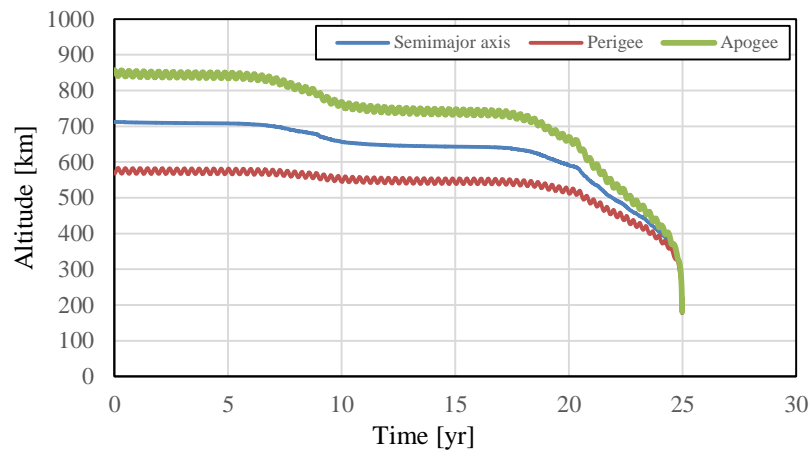


Abbildung 42: Verlauf des Perigäums, des Apogäums und der großen Halbachse für den HT1

Es ist deutlich zu sehen, wie zu Beginn des Manövers nur das Perigäum abgesenkt wird und sich anschließend mit jedem weiteren Umlauf das Apogäum weiter absenkt, bis der Satellit letztendlich nach 25 Jahren wieder in die Erdatmosphäre eintritt.

Es ergeben sich hierzu folgende Höhenabschnitte mit der entsprechenden Exzentrizität:

Tabelle 19: Kollisionswahrscheinlichkeiten für den HT1

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]
712	7090	0,0204	0	0,00
664	7042	0,0158	3446	9,43
616	6994	0,0108	6920	18,95
568	6946	0,0096	7520	20,59
520	6898	0,0077	7853	21,50
472	6850	0,0038	8247	22,58
424	6802	0,0033	8630	23,63
376	6754	0,0027	8923	24,43
328	6706	0,0004	9055	24,79
280	6658	0,0015	9104	24,93
232	6610	0,0007	9120	24,97
184	6562	0,0003	9123	24,98

Da sich in dieser Manövertvariante der Transfer nicht von dem ND-Prozess getrennt betrachten lässt, kann hierbei nur die Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit CP_{HT1} berechnet werden. Diese ergibt sich somit für Debris Objekte kleiner als 10 cm zu $CP_{<10cm} = 7,04 \cdot 10^{-2}$ bzw. $CP_{<10cm} = 7,04\%$ und für Objekte, die größer sind als 10 cm, zu $CP_{HT1_>10cm} = 7,18 \cdot 10^{-3}$ bzw. $CP_{>10cm} = 0,72\%$. Die für beide Größenbereiche zusammengefasste Kollisions-wahrscheinlichkeit ergibt sich entsprechend zu $CP_{HT1} = 7,76\%$.

Der Δv -Bedarf für das Manöver beträgt dabei **72,46 [m/s]**. Mit dem Antrieb Airbus Safran 20N entspricht dies einer Treibstoffmasse von $m_p = 37,22 \text{ kg}$. Es muss hierbei jedoch betrachtet, dass es sich dabei um den idealen Wert für die Δv -Kosten des Manövers (impulsiv) handelt. Aufgrund der relativ geringen Schubleistung des Airbus Safran 20N von nur 7,9 N am Ende der nominellen Mission (s. Tabelle 9), benötigt der Antrieb eine längere Zeit, um das geforderte Δv aufzubringen. Da die Hohmann-Transfers bei Berechnung des Δv -Bedarfs im ersten Schritt als impulsiv betrachtet werden, wodurch davon ausgegangen wird, dass das Triebwerk den Geschwindigkeitsunterschied in sehr kurzer Zeit erzeugt, entsteht in der Realität durch die Brenndauer des Antriebs ein sogenannter *Gravity-Loss*. Die Manöver werden dabei so berechnet, dass die Zündung des Triebwerks an einer bestimmten Stelle des Orbits in eine bestimmte Richtung stattfinden muss (impulsiv), wobei im Idealfall das gesamte Δv aufgebracht werden müsste. Da dies jedoch eine gewisse Zeit in Anspruch nimmt, während der sich der Satellit auf seiner Bahn weiter fortbewegt, weicht der Schubvektor, der idealerweise tangential zum Orbit sein sollte, immer weiter von dem Geschwindigkeitsvektor des Satelliten ab. Diese zunehmende Fehlrichtung des Schubvektors resultiert darin, dass bei der Erzeugung des Δv Verluste, die sogenannten *Gravity-Losses*, entstehen [47]. Aufgrund dessen, dass jedes Triebwerk in der Praxis eine gewisse Zeit benötigt, um insbesondere Höhe Δv -Werte zu erzeugen, gibt es hierbei eine gewisse Toleranz bezüglich der Verlustwerte, wobei ein Gravity-Loss von **2%** in diesem Fall als tolerierbar angenommen wird [19]. Es muss somit im Treibstoffbudget berücksichtigt werden, dass jedes Manöver 2% mehr Δv kostet, als ursprünglich für den idealen Fall berechnet. Des Weiteren muss erwähnt werden, dass das Manöver durch den begrenzten Gravity-Loss, in mehrere kleinere Manöver aufgeteilt wird. Dies resultiert darin, dass der Transfer einen deutlich längeren Zeitraum in Anspruch nimmt, als die idealen Rechnungen vermuten lassen.

Dem Anhang 10.4 können hierfür einerseits die Grundlagen für die Berechnung des Gravity-Loss entnommen werden. Gleichzeitig sind dort auch die Werte für das reale Δv , die benötigten Treibstoffmassen und die für das Manöver benötigten Umläufe mit der entsprechenden Manöverdauer angegeben.

Für den HT1 Transfer ergibt sich so, mit den zusätzlichen 2%, ein Δv -Bedarf von **73,91 [m/s]** und ein entsprechender Treibstoffbedarf von **37,98 kg** ($\approx 38 \text{ kg}$). Das Manöver benötigt hierbei ungefähr 42 Orbitumläufe, sodass der Orbit von 568 km erst nach 71 Stunden erreicht wird. Da dieser Teil des De-Orbit Prozesses nur einen sehr geringen Anteil an dem gesamten De-Orbit Zeitraum (25 Jahre) einnimmt, wird dieser hinsichtlich der Kollisionswahrscheinlichkeiten in den folgenden Analysen vernachlässigt. Es sollen jedoch immer die realen Werte für den Δv - und Treibstoffbedarf bezüglich des HT1- und HT2-Transfers verwendet werden.

5.8.2 2-Manöver Hohmann-Transfer (HT2)

Für die Berechnung des Höhenverlaufs während des 2-Manöver Hohmann-Transfers wird Formel (55) herangezogen. Diese gibt den Abstand des Raumfahrzeugs r_{Sat} vom Brennpunkt der Transferellipse (Mittelpunkt der Erde) in Abhängigkeit der wahren Anomalie ϑ an. Die Schrittgröße von ϑ kann hierbei frei gewählt werden. Auf dieser Grundlage kann, analog zu der bisherigen Methodik, ein

Höhenverlauf errechnet werden. Zudem lässt sich mit der in Abschnitt 3.7.1 hergeleitete Ausdruck (61) der entsprechende Zeitpunkt zu jeder errechneten Satellitenposition bestimmen. Es ergibt sich dabei folgender Höhenverlauf:

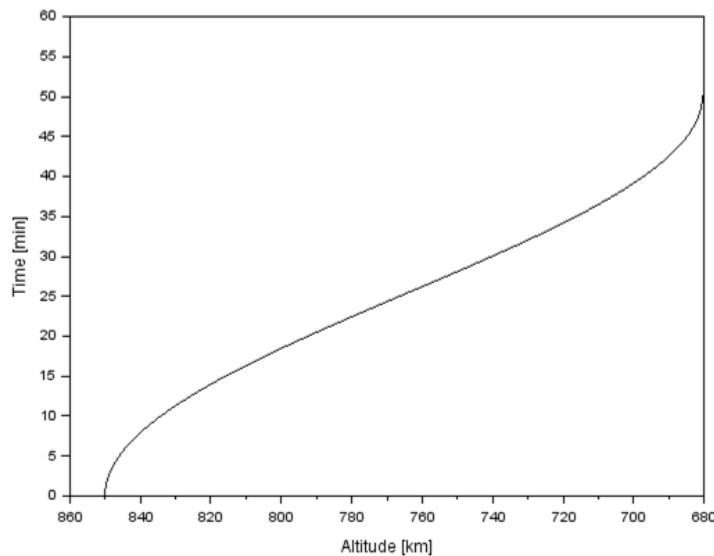


Abbildung 43: Höhenverlauf in Abhängigkeit der Zeit für den HT2 bis zum ND-Orbit (681 km)

Wie in Abbildung 43 zu erkennen, ist der Transfer mit einem ausreichend schnellen Triebwerk bereits nach ungefähr 50 Minuten beendet. In der Realität ergibt sich jedoch auch hier eine deutlich andere Trajektorie (s. Abbildung 71 in Anhang 10.4) mit einer deutlich höheren Transferzeit, da das Airbus Safran 2N Triebwerk zu schwach ist, um das Δv impulsiv zu erzeugen. Wie bereits im vorherigen Abschnitt erwähnt, ergibt auch hierbei durch den Gravity-Loss eine Transferdauer von ca. 71 Stunden. Aufgrund dessen, dass dieser Zeitraum im Verhältnis zu den 25 Jahren des PMDs sehr kurz ist, soll die Kollisionswahrscheinlichkeit während des Transfers nicht berücksichtigt werden.

Die Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit ergibt sich somit zu dem in Abschnitt 5.7 berechneten Wert von $CP_{HT2} = CP_{ND} = 6,47\%$ ($CP_{<10cm} = 5,99\%$ und $CP_{>10cm} = 0,48\%$).

Der Δv -Bedarf für dieses Manöver kann gemäß Abschnitt 3.7.1 bestimmt werden und beträgt im idealen Fall **88,55 [m/s]**, was zu einem, ebenfalls idealen, Treibstoffbedarf von 45,58 kg Hydrazin führt. Da hierbei jedoch die realen verlustbehafteten Werte berücksichtigt werden sollen, ergibt sich ein Δv von **90,33 [m/s]** und ein Treibstoffbedarf von **46,59 kg** (≈ 47 kg).

5.9 Manöveranalyse – De-Orbit (elektrisch)

Für die Transfermanöver mit den elektrischen Antrieben, ergibt sich eine deutlich andere Trajektorie, als für die mit einem Monopropellant Antrieb durchgeführten HT1- und HT2-Manöver. Da diese Art von Antrieben erheblich weniger Schub liefert, muss dieser kontinuierlich erzeugt werden, weshalb die Transfertrajektorie einen spiralförmigen Verlauf annimmt.

OSCAR kann hierbei jedoch nicht die vollständige De-Orbit-Trajektorie (Transfer und ND), sondern nur die Trajektorie des ND berechnen, wie sie bereits in Abschnitt 5.6 beschrieben wurde. Bezüglich des LT-Transfers berechnet OSCAR somit lediglich den Wert für die Transferdauer, sowie Antriebsspezifische Daten des Δv -Bedarfs oder die benötigte Treibstoffmasse. Der Höhenverlauf der Trajektorie des LT-Transfers muss separat mit dem LT-Algorithmus aus Abschnitt 3.7.2 für weitere Analysen bestimmt werden.

Der LT-Algorithmus berechnet folgende Höhenverläufe für die in Tabelle 9 angegebenen elektrischen Antriebe:

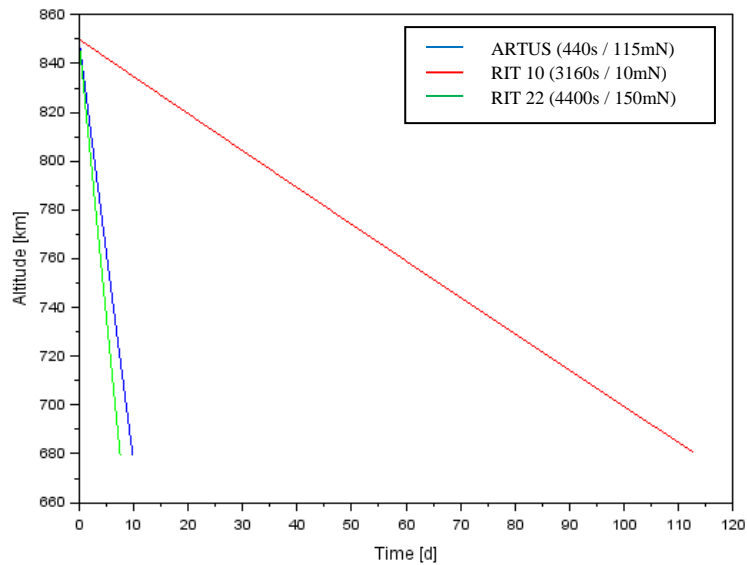


Abbildung 44: Höhenverlauf der LT-Transfers bis zum ND-Orbit (681 km) mit den betrachteten elektr. Triebwerken

Es zeigt sich, dass der Höhenverlauf für die LT-Transfers einen linearen Verlauf annimmt, wobei die Transferdauer von dem erzeugten Schub des jeweiligen Antriebs abhängt. Tabelle 20 zeigt diesbezüglich die entsprechenden Transferzeiten t_T , wobei zum Vergleich auch die mit *OSCAR* berechneten Transferzeiten zwecks der Überprüfung der Genauigkeit des LT-Algorithmus angegeben sind.

Tabelle 20: Transferzeiten für die betrachteten elektrischen Antriebe

Variante	t_T [d] (LT-Algorithmus)	t_T [d] (OSCAR)
ARTUS	9,87	9,9
RIT 10	112,84	112,9
RIT 22	7,58	7,52

Die Berechnung der Kollisionswahrscheinlichkeiten mit *ARES* ergibt anschließend folgende Werte:

Tabelle 21: Kollisionswahrscheinlichkeiten für die LT-Transfers

Antrieb	$CP_{EP < 10cm}$	$CP_{EP > 10cm}$	CP_{EP}
ARTUS	1,14E-04	9,42E-06	1,24E-04
RIT 10	1,30E-03	1,07E-04	1,41E-03
RIT 22	7,46E-05	6,14E-06	8,08E-05

Es ist gut zu erkennen, dass die Kollisionswahrscheinlichkeit während des Transfers mit steigender Transferdauer t_T größer wird. Der Maximalwert wird somit für einen Transfer mit dem RIT 10 Antrieb bei einer Transferdauer von ca. 113 Tagen mit $CP_{ARTUS} \approx 0,14\%$ erreicht. Für den gesamten De-Orbit Prozess müssen nun nur noch die Kollisionswahrscheinlichkeiten während des anschließenden NDs berücksichtigt werden, wobei die zuvor in Abschnitt 5.7 bestimmten Werte zugrunde gelegt werden können.

Mit $CP_{<10cm} = 5,99 \cdot 10^{-2}$ und $CP_{>10cm} = 4,9 \cdot 10^{-3}$ addiert ergeben sich somit folgende Werte für die Gesamtkollisionswahrscheinlichkeiten CP_{tot} :

Tabelle 22: Gesamtkollisionswahrscheinlichkeiten für den PMD-Prozess der elektrischen Antriebe

	ARTUS		RIT 10		RIT 22	
	< 10 cm	> 10 cm	< 10 cm	> 10 cm	< 10 cm	> 10 cm
CP_{EP}	1,14E-04	9,42E-06	1,30E-03	1,07E-04	7,46E-05	6,14E-06
CP_{tot}	6,00E-02	4,84E-03	6,09E-02	4,91E-03	6,00E-02	4,83E-03
CP_{tot} [%]	6,00	0,49	6,09	0,5	6,00	0,49

Es wird deutlich, dass selbst der verhältnismäßig langsame LT-Transfer nur einen sehr kleinen Anteil am gesamten De-Orbit Prozess ausmacht, wodurch sich die Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit dennoch erhöht. Die vollständigen Tabellen mit allen Werten sind im Anhang 10.11 zu finden.

Die Δv -Kosten für das beschriebene Manöver ergeben sich zu **89 [m/s]**. Tabelle 23 zeigt, wieviel Treibstoffmasse m_p dafür mit jedem der betrachteten Antriebe notwendig ist.

Tabelle 23: Benötigte Treibstoffmassen für den LT-Transfer (aufgerundet)

	ARTUS	RIT 10	RIT 22
m_p [kg]	23	4	3

Es ist erkennbar, dass eine Diskrepanz zwischen benötigter Treibstoffmasse und Manöverdauer existiert. Die Transferdauer mit dem ARTUS Antrieb ist um ca. 91% kürzer als mit dem RIT 10 Antrieb. Der Treibstoffbedarf mit dem RIT 22 Antrieb ist jedoch, aufgrund des deutlich höheren I_{sp} -Werts, ungefähr 87% geringer als mit dem ARTUS Antrieb. Der RIT 22 Antrieb hingegen bietet hier in beiden Kategorien die besten Voraussetzungen, ist jedoch, vorwiegend aufgrund seiner benötigten Leistung, für eine Anwendung auf diesem Satelliten nicht realistisch.

Die Kollisionswahrscheinlichkeiten mit den drei betrachteten Antrieben hingegen variieren nur um einen geringen Wert, sodass diesbezüglich kein wirklicher Vor- bzw. Nachteil bei einem der Antriebe identifiziert werden kann.

5.10 Risikoanalyse

In der nun folgenden Risikoanalyse soll ermittelt werden, welche Risiken im Zeitraum nach der nominellen Mission bis zum Eintritt in die Erdatmosphäre für den Satelliten hinsichtlich der klassischen EOL-Strategie besteht. Hierbei soll betrachtet werden, wie groß die Wahrscheinlichkeit ist, dass der Satellit durch ein kritisches Ereignis, wie beispielsweise eine Kollision mit einem SD-Objekt oder durch die Explosion durch einen Fehler innerhalb des Satellitensystems, Space Debris verursacht. Dies ist insbesondere deshalb interessant, da sich die Auswirkungen von Kollisionen und Explosionen auf die SD-Umgebung insofern unterscheiden, dass dabei unterschiedlich große und viele neue SD-Objekte entstehen. Bei einer Kollision beispielsweise entsteht eine größere Anzahl an Objekten mit einem verhältnismäßig kleinen Durchmesser, wohingegen bei einer Explosion deutlich weniger neue Objekte entstehen, die dafür jedoch größer sind. Beachtet man nun, dass bezüglich kleinerer Objekte eine weitaus schlechtere Möglichkeit besteht diese zu detektieren, wird klar, dass Kollisionsfragmente eine größere Gefahr für operationelle Satelliten darstellen.

Damit deutlich wird, welche Folgen somit eine solche Kollision oder Explosion des Satelliten in einer bestimmten Region hätte, soll betrachtet werden, wo sich der Satellit während den Phasen bis zum Wiedereintritt aufhält. Zu diesem Zweck zeigt Abbildung 45 die Umgebung des Referenzsatelliten auf Basis der Datenbank des Joint Space Operations Center.

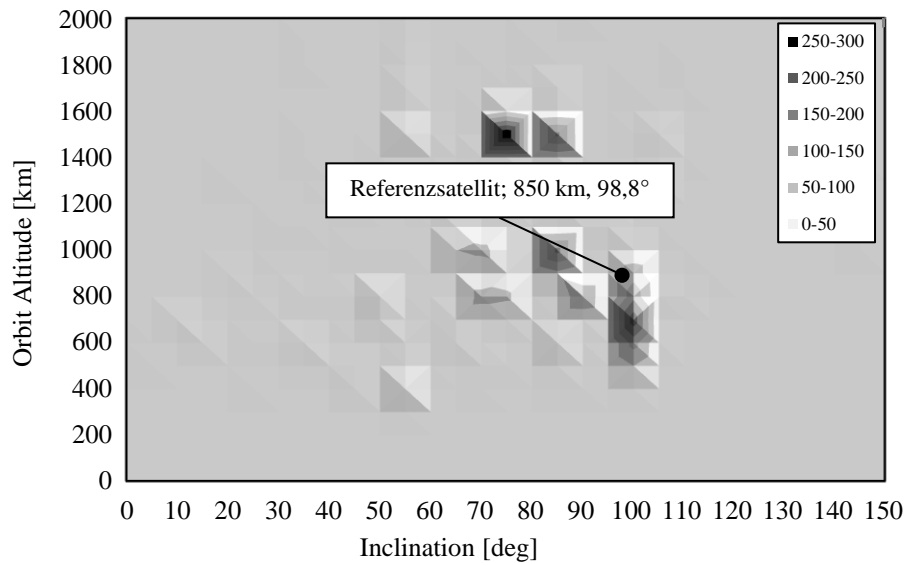


Abbildung 45: Aktuelle Satellitenpopulation im LEO-Bereich [25]

Wie in dem Diagramm zu erkennen ist, befindet sich der Referenzsatellit auf seinem Missionsorbit in einer Region mit einer verhältnismäßig hohen Satellitenpopulation. Da hier keine Manöver betrachtet werden sollen, mit denen eine Änderung der Inklination erzeugt wird, kann sich im Folgenden auf einen engeren Inklinationsbereich beschränkt werden. Zudem ist eine Anhebung des Orbits, beispielsweise zur Beförderung des Satelliten auf einen Friedhofsorbit, für die betrachtete Referenzmission nicht relevant, sodass auch Orbits über 850 km nicht weiter betrachtet werden müssen. Abbildung 46 zeigt die Satellitenpopulation für die relevanten Bereiche.

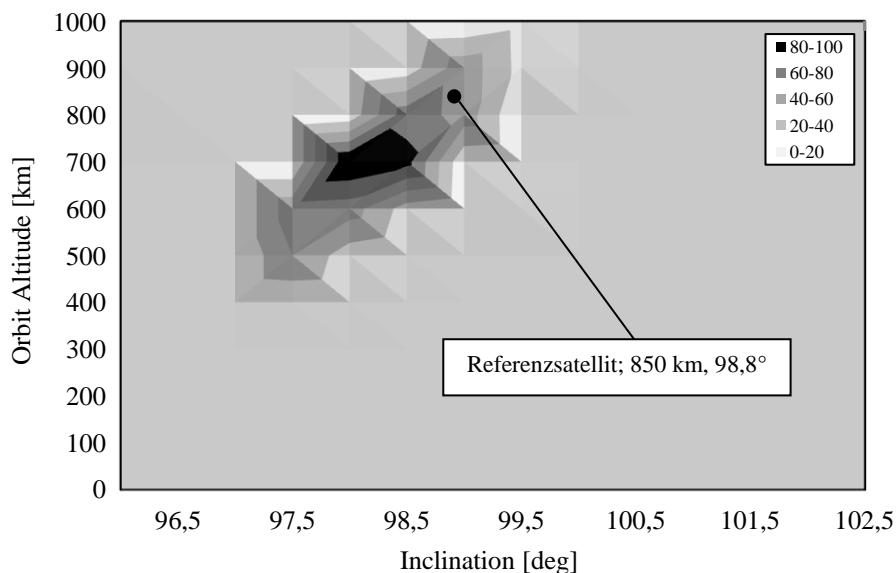


Abbildung 46: Aktuelle Satellitenpopulation für den für Orbithöhen unter 1000 km und Inklinationen von 96° - 102,5° [25]

Wie auch dieses Diagramm zeigt, befindet sich der Satellit auf seinem Missionsorbit in einer Region, die auch stark von anderen Satelliten genutzt wird. Dieser Umstand führt dazu, dass die Auswirkungen einer Kollision des Satelliten mit Space Debris in dieser Region für eine ganze Reihe anderer Raumfahrtmissionen negative Folgen hätten. Wird der Satellit nun nach seiner nominellen Mission auf einen PMD-Orbit befördert, der je nach Manövriervariante eine Höhe von 560 km und 680 km besitzt,

befindet sich der Referenzsatellit auch während des De-Orbit Prozesses noch eine Zeit lang in Regionen, in denen sich bis zu bis zu 60 andere Satelliten aufhalten. Es ist im Folgenden notwendig zu analysieren, mit welcher Wahrscheinlichkeit die verschiedenen Ereignisse, wie beispielsweise Kollisionen oder Explosionen, während der verschiedenen Phasen der Satellitenmission eintreten können. Somit kann in späteren Abschnitten anschließend ermittelt werden, wie sich die hier bestimmten Risiken durch die alternative EOL-Strategie ändern.

Es müssen dabei zudem verschiedene Situationen betrachtet werden, in die der Satellit durch fehlerhafte Komponenten oder eine Kollisionen mit kleinerem Space Debris (< 10 cm) geraten könnte, da durch diese Ereignisse ein Kontrollverlust des Satelliten verursacht werden kann. Ein wichtiger Aspekt spielt in diesem Zusammen die Zuverlässigkeit des Satelliten, die sich in den hier getätigten Betrachtungen einerseits speziell auf die Passivierungskomponente, zusätzlich jedoch auch auf das Satellitensystem im Ganzen bezieht. Hinsichtlich der Zuverlässigkeit der Passivierungskomponente muss dabei in zwei unterschiedliche Szenarien unterschieden werden. Zum einen wäre es möglich, dass die Komponente durch eine Fehlfunktion den Satelliten bereits während der nominellen Mission passiviert, was zu einem vollständigen Kontrollverlust des Satelliten führen würde. Zum anderen muss die Funktionalität der Komponente bis zum Ende der nominellen Mission gewährleistet werden, damit der Satellit nach Erreichen des PMD-Orbits gemäß den Anforderungen passiviert werden kann. Würde der Satellit dabei nicht passiviert werden, könnten die im Satellitensystem verbleibenden Energiereserven nach wie vor zu einer Explosion und somit zu einer Verschlimmerung der Space Debris Umgebung in der jeweiligen Region führen.

Erleidet der Satellit hingegen aus einem der genannten Gründe einen Kontrollverlust, so bestünde keine Möglichkeit mehr, jeglicher Art von Space Debris auszuweichen. Dieser Fall ist insbesondere deshalb sehr kritisch, da der Satellit anschließend eine sehr lange Zeit unkontrolliert in der Region seines Missionsorbits befinden würde. Wie in Abbildung 15 zu erkennen, liegt der Missionsorbit des Referenzsatelliten zudem innerhalb eines Bereichs mit einer sehr dichten SD-Population, wodurch der Satellit dort, im Vergleich zu anderen Orbits, verhältnismäßig höheren Kollisionswahrscheinlichkeiten ausgesetzt ist. Gemäß dem Fall, dass der Satellit somit bereits während der nominellen Mission einen Kontrollverlust erleidet, zeigt Abbildung 47 den dadurch in Gang gesetzten ND-Prozess ausgehend von dem 850 km Orbit.

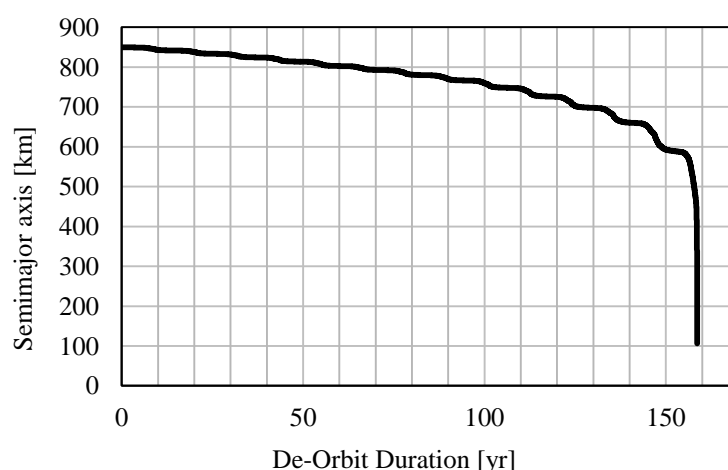


Abbildung 47: Verlauf des De-Orbit Prozess im Falle eines Kontrollverlusts während der nominellen Mission

Wie zu sehen ist, würde dieser Prozess knapp 159 Jahre andauern, wobei die Wahrscheinlichkeit einer Kollision des Satelliten mit Space Debris während des gesamten Prozesses einen Wert von **79,3%** für Objekte von 1 cm bis 10 cm und **6,95%** für größere Objekte annimmt. Die Wahrscheinlichkeit für das Ereignis einer Kollision ist somit weitaus höher als für einen kollisionsfreien ND-Prozess.

Im Anschluss sollen nun die Wahrscheinlichkeitswerte aller möglichen Ereignisse ermittelt werden. Das erste zu betrachtende Ereignis ist hierbei der bereits erwähnte Kontrollverlust, der einerseits durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente, durch einen Kollisionsschaden oder durch anderweitige Fehler im Satellitensystem entstehen kann. Damit es möglich ist, die Gesamtwahrscheinlichkeit eines Kontrollverlustes zu berechnen, müssen im Vorfeld die Wahrscheinlichkeiten der einzelnen Faktoren, die die Auslöser für einen Kontrollverlust sein können, ermittelt werden.

Die Wahrscheinlichkeit der Fehlfunktion der Passivierungskomponente lässt sich dabei über die vom Hersteller angegebene Zuverlässigkeit ermitteln. Wie bereits in Kapitel 5.4 beschrieben, sind für die Passivierung des Satelliten sogenannte Passivation Valves notwendig, wobei hier als Referenzkomponente der von der CNES entwickelte Micro-Perforator gewählt wird. Für diesen wird von den Entwicklern eine Zuverlässigkeit von mindestens 0,995 für eine Lebenszeit des Designs von 28 Jahren angegeben, weshalb im Vorfeld ermittelt werden muss, welchen Wert diese nach einem deutlich kürzeren Zeitraum von 5 Jahren besitzt [43]. Der entsprechende Wert kann hierbei über die jährliche Ausfallrate auf Basis der angegebenen Werte bestimmt werden. Hierzu wird Formel (1) so umgestellt, dass die Ausfallrate λ bestimmt werden kann.

$$\lambda = -\frac{\ln(R(t))}{t} = -\frac{\ln(0,995)}{28yr} = 1,7902 \cdot 10^{-4} yr^{-1}$$

Mit Formel (1) und der Ausfallrate von ca. 0,000179 Ausfällen pro Jahr ergibt sich somit eine Zuverlässigkeit nach einem Zeitraum von 5 Jahren von:

$$R(5yr) = e^{(-1,7902 \cdot 10^{-4} \cdot 5yr)}$$

Die Berechnung der Gegenwahrscheinlichkeit ergibt anschließend die Wahrscheinlichkeit für einen Kontrollverlust P_{LC1} (LC = Loss of Control):

$$P_{LC1} = 1 - R(5yr) \quad (52)$$

$$P_{LC1} = 1 - 0,9991 = 0,0009 \cong \mathbf{0,09\%}$$

Als nächstes muss ermittelt werden, mit welcher Wahrscheinlichkeit durch eine Kollision mit einem SD-Objekt ein Ausfall des Systems und somit ein Kontrollverlust eintreten kann. Hierzu wurde in dem Anforderungsdokument des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt *DLR-RF-PC-001* festgelegt, dass die Wahrscheinlichkeit für einen Kontrollverlust eines Satelliten durch die Kollision mit einem SD-Objekt einer Größe von unter 10 cm höchstens 0,01 (1%) entsprechen darf [23]. Da dies abhängig vom Design des Satelliten ist, das in dieser Arbeit nicht zu den untersuchten bzw. variierbaren Aspekten zählt, wird hier davon ausgegangen, dass diese Anforderung für den Referenzsatelliten erfüllt wird. Es muss somit ersten Schritt ermittelt werden, wie Wahrscheinlich eine Kollision während der 5-jährigen nominellen Mission auf dem Missionsorbit von 850 km mit einem Objekt des nicht detektierbaren Größenbereichs (< 10cm) ist. Die jährliche Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte von 1 bis 10 cm kann mit *ARES* bestimmt werden und ergibt sich zu $ACP_{<10cm} = 6,22 \cdot 10^{-3}$ (0,0062% pro Jahr). Für eine Dauer von 5 Jahren lässt sich somit die Kollisionswahrscheinlichkeit durch Multiplikation mit der Missionsdauer bestimmen und ergibt sich zu **3,11%**. Betrachtet man nun, dass, gemäß der erwähnten Anforderung, nur durch eine von 100 Kollisionen ein Kontrollverlust des Satelliten resultiert, so lässt sich die Wahrscheinlichkeit P_{LC2} erneut durch Multiplikation der Wahrscheinlichkeitswerte bestimmen, was zu einem Wert von **0,0311%** führt.

Da bis zu diesem Punkt bisher nur die Passivierungskomponente hinsichtlich ihrer Zuverlässigkeit berücksichtigt wurde, müssen im Folgenden auch noch die restlichen Komponenten, die einen Ausfall durch eine Fehlfunktion verursachen können, miteinbezogen werden. Hierbei soll nicht jede Komponente einzeln, sondern das gesamte Satellitensystem als Ganzes betrachtet werden. Weil für den Sentinel-2 Satelliten jedoch keine Zuverlässigkeit bekannt ist, muss diese anderweitig abgeschätzt werden. Im Kapitel 3.4 wurde bereits die Modellierung der Zuverlässigkeit eines Satelliten auf Basis von historischen Daten hinsichtlich bekannter Satellitenausfälle erläutert. Der Verlauf der Zuverlässigkeit über die Zeit lässt sich demnach mit einer Weibull-Verteilung darstellen und somit für eine beliebige Missionsdauer abschätzen [17]. Für eine 5-jährige Missionsdauer ergibt sich auf diese Weise ein Wert für die Zuverlässigkeit von **0,9451 (94,51%)**. Für die Wahrscheinlichkeit P_{LC3} eines Ausfalls ergibt sich mit Gegenwahrscheinlichkeit ein Wert von $P_{LC3} = 5,49\%$.

Es ist jedoch zu beachten, dass ein Kontrollverlust, der durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente ausgelöst wurde, zu einer anderen Situation führt, als ein durch eine der beiden anderen Ursachen ausgelöster Kontrollverlust. Dies ist darin begründet, dass die Passivierungskomponente den Satelliten (zu früh) passivieren würde, sodass im anschließenden De-Orbit Prozess die Explosionswahrscheinlichkeit keine Rolle mehr spielt. Tritt der Kontrollverlust hingegen durch eine der anderen beiden Ursachen ein, muss die Explosionswahrscheinlichkeit nach wie vor berücksichtigt werden.

Zuletzt muss nun noch der Fall einer Explosion des Satelliten während der nominellen Mission berücksichtigt werden. Um die Wahrscheinlichkeit dieses Ereignisses abschätzen zu können, wurde ein empirisches Modell entwickelt, mit der die Wahrscheinlichkeit auf Basis von historischen Daten aufgezeichneter Explosionen von Satelliten, die im Zeitraum von 1985 bis 2016 gestartet wurden, abgeschätzt werden kann [48]. Mit dieser Methode ergibt sich für den Referenzsatelliten eine jährliche Explosionswahrscheinlichkeit von $P_{Expl_1yr} = 0,05\%$. Multipliziert man diesen Wert mit der Anzahl der Jahre für die Missionsdauer, so erhält man den Wert $P_{Expl_5yr} = 0,25\%$.

Tritt der Kontrollverlust nun so ein, dass weiterhin die Möglichkeit einer Explosion besteht, so ergibt sich die Wahrscheinlichkeit, aufgrund des 159 Jahre andauernden ND-Prozesses, zu **7,95%**.

Um abschließend alle ermittelten Risikowerte zusammen zu betrachten, wird im Folgenden für alle betrachteten Fälle ermittelt, wie groß die tatsächliche Eintrittswahrscheinlichkeit für jedes der Ereignisse ist. Um deutlich zu machen, wie die einzelnen Ereignisse miteinander zusammenhängen, zeigt das Ablaufdiagramm in Abbildung 48 schematisch die einzelnen Abhängigkeiten.

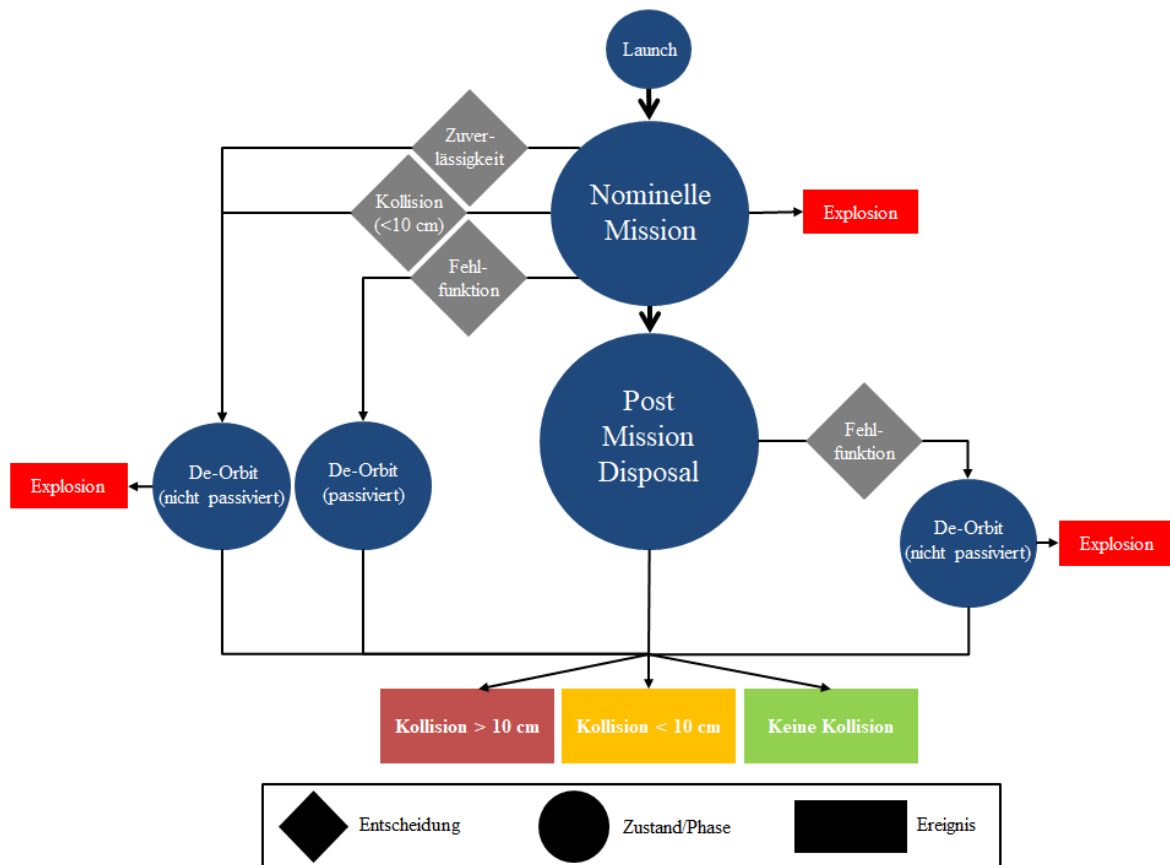


Abbildung 48: Ablaufdiagramm für die klassische EOL-Strategie

Es wird deutlich, dass sowohl aus der nominellen Mission heraus durch eine Fehlfunktion der Passivierungskomponente oder eines der Subsysteme oder durch eine Kollision ein Kontrollverlust hervorgerufen werden kann. Die Situation des Kontrollverlusts kann somit so vorliegen, dass Satelliten passiviert ist, aufgrund auf einer fälschlicher Weise zu früh durchgeführten Passivierung, wodurch in diesem Fall keine Explosion mehr möglich wäre. Wird der Kontrollverlust durch eine der anderen Ursachen ausgelöst, muss das Explosionsrisiko weiterhin berücksichtigt werden. In der Realität ist der Satellit durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente nicht zwangsläufig gänzlich passiviert, da die Passivierung von Antriebs- und Powersystem getrennt voneinander mit unterschiedlichen Komponenten durchgeführt. In der hier durchgeführten Analyse wird jedoch angenommen, dass das Explosionsrisiko des Satelliten in diesem Fall nicht weiter existiert. Es kann jedoch auch der Fall eintreten, dass der Satellit nach seiner nominellen Mission, nach Erreichen des PMD-Orbits aufgrund eines Fehlers der Passivierungskomponente nicht passiviert wird, wodurch in diesem auch während das PMD-Prozesses das Explosionsrisiko berücksichtigt werden muss, wie es in der Abbildung auf der rechten Seite zu erkennen ist.

Aus dem Ablaufdiagramm lässt sich nun, mit den zuvor bestimmten Wahrscheinlichkeitswerten und den entsprechenden Gegenwahrscheinlichkeiten, ein Baumdiagramm mit allen möglichen Ereignissen ableiten.

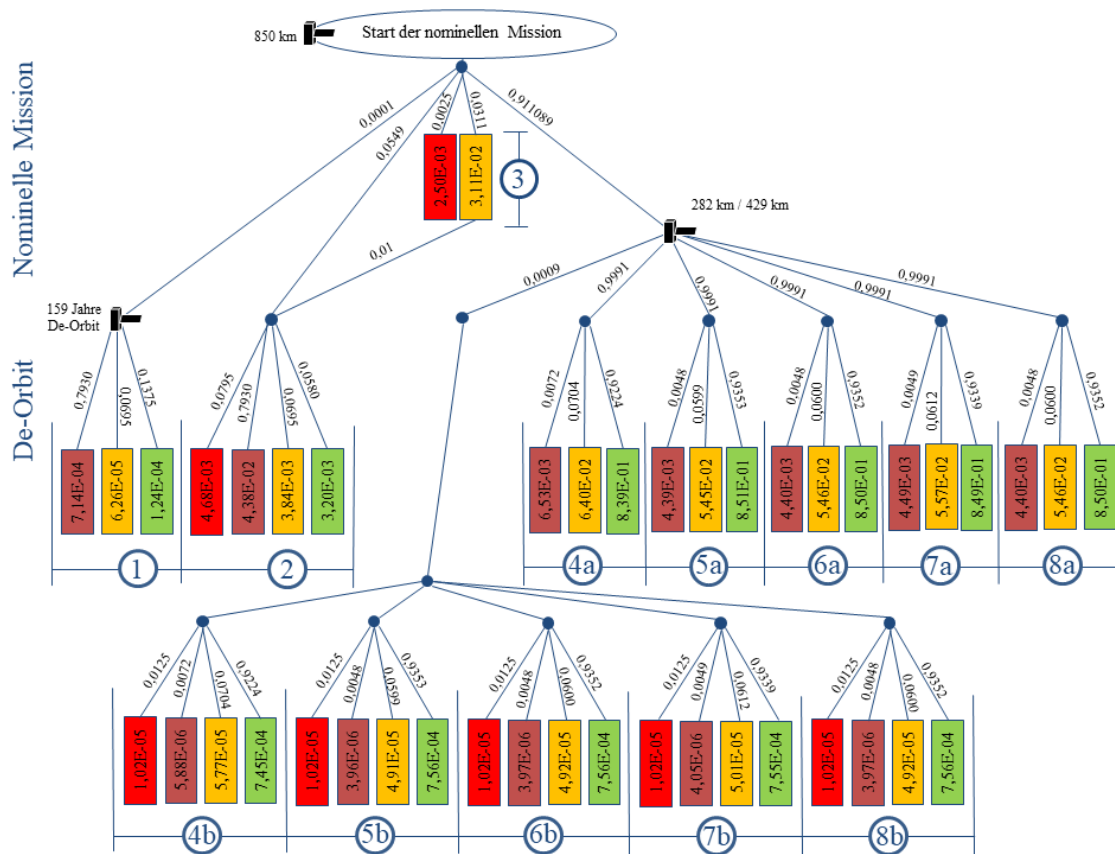


Abbildung 49: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten der klassischen EOL-Strategie

Das Baumdiagramm zeigt, für Ereignisse die eintreten können, die kombinierten Wahrscheinlichkeitswert. Wie zuvor bereits beschrieben, muss für den Fall eines Kontrollverlustes in zwei Fälle unterschieden werden. Dies wird im Baumdiagramm mit zwei unabhängigen Zweigen gelöst. Ereignis (1) zeigt hierbei den Fall, dass der Kontrollverlust während der nominellen Mission durch ein beliebiges Subsystem oder einer Komponente, außer der Passivierungskomponente hervorgerufen wird, weshalb dabei die Wahrscheinlichkeit einer Explosion bis zum Ende des De-Orbit Prozesses bestehen bleibt. Fall (2) betrachtet den Fall eines Kontrollverlustes durch die Passivierungskomponente, weshalb kein Endknoten für die Explosionswahrscheinlichkeit mehr existiert. Der gegensätzliche Fall hingegen, bei dem der Satellit nach Erreichen des PMD-Orbits fälschlicherweise nicht passiviert wird (Ereignis 4b bis 8b), wird dabei so betrachtet, dass anschließend entsprechend die volle Explosionswahrscheinlichkeit bestehen bleibt.

Tabelle 24 zeigt hierzu, wie die unterschiedlichen Farben der Knoten interpretiert werden können.

Tabelle 24: Erläuterung der Knotenfarben

	Explosion durch einen internen Fehler im Satellitensystem
	Kollision mit einem Objekt mit einem Durchmesser von mehr als 10 cm
	Kollision mit einem Objekt mit einem Durchmesser von weniger als 10 cm
	Keine Kollision

Tabelle 25 erläutert diesbezüglich die Nummerierungen und fasst die Wahrscheinlichkeiten für alle im Baumdiagramm aufgetragenen De-Orbit Fälle zusammen.

Tabelle 25: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten

NR		Beschreibung	Wahrscheinlichkeit [%]			
	1	Der Satellit erleidet einen Kontrollverlust durch ein sonstiges fehlerhaftes Subsystem oder durch eine Kollision und gerät damit auf einen 159 Jahre andauernden De-Orbit Prozess.	0,47	0,38	4,38	0,320
	2	Der Satellit erleidet einen Kontrollverlust durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente und gerät damit auf einen 159 Jahre andauernden De-Orbit Prozess.	-	0,01	0,07	0,01
	3	Der Satellit erleidet keinen Kontrollverlust während der nominellen Mission.	0,25	-	3,11	-
HT1	4a	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das 25-jährige PMD.	-	0,65	6,40	83,89
	4b	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird jedoch nicht passiviert durch einen Fehler der Passivierungskomponente.	1,02E-03	5,88E-04	5,77E-03	7,45E-02
HT2	5a	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das 25-jährige PMD.	-	0,44	5,45	85,06
	5b	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird jedoch nicht passiviert durch einen Fehler der Passivierungskomponente.	1,02E-03	3,96E-04	4,91E-03	7,56E-02
ARTUS	6a	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das 25-jährige PMD.	-	0,44	5,46	85,05
	6b	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird jedoch nicht passiviert durch einen Fehler der Passivierungskomponente.	1,02E-03	3,97E-04	4,92E-03	7,56E-02
RIT 10	7a	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das 25-jährige PMD.	-	0,45	5,57	84,93
	7b	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird jedoch nicht passiviert durch einen Fehler der Passivierungskomponente.	1,02E-03	4,05E-04	5,01E-03	7,55E-02
RIT 22	8a	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das 25-jährige PMD.	-	0,44	5,46	85,05
	8b	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird jedoch nicht passiviert durch einen Fehler der Passivierungskomponente.	1,02E-03	3,97E-04	4,92E-03	7,56E-02

Im Folgenden sollen nun die ermittelten Risikowerte analysiert werden. Hierbei ist es möglich, die Wahrscheinlichkeiten für bestimmtes Ereignis, wie beispielsweise eine Kollision mit einem Objekt mit einem Durchmesser von weniger als 10 cm für jeden Zweig einer Variante zusammenzufassen. Hierbei ist zu beachten, dass die Wahrscheinlichkeiten der Ereignisse (1) und (2) unabhängig von den unterschiedlichen PMD-Varianten sind. Tabelle 26 zeigt diesbezüglich, welche Ereignisse in der darauffolgenden Tabelle 27 in jeder der Spalten betrachtet werden.

Tabelle 26: Beschreibungen der Ereignisse bzw. Ereigniskombinationen

Spalte	Berücksichtigte Ereignisse
1	Wahrscheinlichkeit, dass die Mission Anfang bis Ende gänzlich ohne Komplikationen (keine Kollisionen/Explosionen) verläuft.
2	Kollisionswahrscheinlichkeit des Satelliten für Objekte eines Durchmessers von weniger als 10 cm (unkritische Kollision). Alle Zweige werden berücksichtigt.
3	Der Satellit erreicht zerstörungsfrei , trotz eventueller unkritischer Kollisionen, innerhalb von 25 Jahren den Wiedereintritt. Bei Kollisionen mit Objekten, die kleiner als 10 cm sind, wird dabei davon ausgegangen, dass zwar neuer Space Debris entsteht, der Satellit jedoch intakt bleibt.
4	Kollisionswahrscheinlichkeit des Satelliten mit einem Objekt einer Größe von mehr als 10 cm und wird dabei zerstört (kritische Kollision). Er tritt anschließend nicht mehr in einem Stück in die Erdatmosphäre wieder ein. Alle Zweige werden berücksichtigt
5	Explosionswahrscheinlichkeit durch einen internen Fehler im Satellitensystem. Der Satellit wird dabei zerstört und tritt nicht mehr in einem Stück in die Erdatmosphäre wieder ein. Alle Zweige werden berücksichtigt.
6	Kombination von Spalte 4 und 5 . Der Satellit erleidet eine kritische Kollision oder explodiert. Er tritt nicht mehr in einem Stück in die Erdatmosphäre wieder ein. Alle Zweige werden berücksichtigt.

Die Tabelle 27 fasst nun für alle betrachteten Varianten die Wahrscheinlichkeiten der einzelnen Zweige für verschiedene Ereignisse oder Ereigniskombinationen zusammen.

Tabelle 27: Zusammenfassung der Endknotenwahrscheinlichkeiten

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]					
	Spalte 1	Spalte 2	Spalte 3	Spalte 4	Spalte 5	Spalte 6
HT1	83,89	13,97	93,48	1,04	0,72	1,76
HT2	85,06	13,01	93,70	0,83	0,72	1,55
ARTUS	85,05	13,02	93,70	0,83	0,72	1,55
RIT 10	84,93	13,13	93,69	0,84	0,72	1,56
RIT 22	85,05	13,02	93,70	0,83	0,72	1,55

Es wird deutlich, dass keine der Varianten hervorzuhebende Vorteile hinsichtlich der Kollisionswahrscheinlichkeit bietet. Einzig der HT1-Transfer weist in allen Spalten, ausgenommen Spalte 5, die negativsten Werte auf. In Spalte 5 ist zu erkennen, dass die Werte alle identisch sind, was damit zu erklären ist, dass das Explosionsrisiko in der klassischen EOL-Strategie gänzlich unabhängig von der PMD-Variante ist, da dieses nur von der Zeit, die für alle Varianten gleich ist, abhängt. Das Explosionsrisiko existiert dabei einerseits während der nominellen Mission, während dieser jedoch für alle PMD-Varianten die gleichen Voraussetzungen gelten, sodass dort kein Unterschied gemacht werden kann. Selbiges gilt für den Fall, dass der Satellit nach der nominellen Mission durch einen Fehler der Passivierungskomponente nicht passiviert wird, was ebenfalls für alle Varianten mit der gleichen Wahrscheinlichkeit zu der Situation führt, dass der Satellit während des De-Orbit Prozesses weiterhin explodieren kann.

5.11 System Impact

In diesem Abschnitt soll bestimmt werden, welche Komponenten für die Umsetzung der Mission vor dem Hintergrund der klassischen EOL-Strategie für den Satelliten vorgesehen werden müssen und welche Auswirkung dies auf die Masse und das Volumen des Satelliten hat. Es werden dabei nur die Komponenten betrachtet, die von einer Änderung der EOL-Strategie betroffen sind. Hierzu zählen insbesondere die Energiespeicher wie Tanks oder Batterien und die die Energie erzeugenden Solarpaneele, die für einen Weiterbetrieb des Satelliten unterschiedlich dimensioniert werden müssen.

Bei den Komponenten soll sich an dem Sentinel-2 Satelliten orientiert werden, wobei im Vorfeld jedoch angemerkt werden muss, dass die Annahmen bezüglich der Mission des Referenzsatelliten nicht in jedem Aspekt mit den Missionsparametern des Sentinel-2 Satelliten übereinstimmen. Zum einen ist Sentinel-2 für eine Missionsdauer von 7,25 Jahren ausgelegt, was eine Differenz von 2,25 zusätzlichen Jahren gegenüber der für den Referenzsatelliten festgelegten Missionsdauer von $T_{mission} = 5 \text{ yr}$ und ergibt. Dieser Unterschied würde sich im eingeplanten Treibstoffbudget für die Missionsoperationen und CA-Manöver bemerkbar machen, wodurch für den Referenzsatelliten der von der Missionsdauer abhängige Teil der Treibstoffmasse skaliert werden muss. Des Weiteren beträgt der Missionsorbit von Sentinel-2 nur knapp 800 km, im Gegensatz zum Missionsorbit des Referenzsatelliten $h_{Mission} = 850 \text{ km}$, wodurch für ein De-Orbit Manöver bezüglich Sentinel-2 wiederum weniger Treibstoff benötigt wird als für den Referenzsatelliten.

Im Vorfeld werden hierfür jeweils die Parameter der Treibstoffmasse und der Leistung an die Missionsparameter der Beispielmision angepasst.

5.11.1 Antriebssystem

Wie zuvor erwähnt, wurde der Sentinel-2 Satellit für eine Missionsdauer von 7,25 Jahren ausgelegt und hat hierfür mit einer Treibstoffmasse von 120 kg Hydrazin zur Verfügung, was für einen Missionszeitraum von 12 Jahren ausreichend wäre. Dies beinhaltet jeden möglichen Treibstoffbedarf des Satelliten, wie für den Safe-Mode, für CA-Manöver und für das letztendliche De-Orbit-Manöver. Der Satellit besitzt dafür ein Monopropellant-Antriebssystem bestehend aus acht Airbus Safran 1N-Triebwerken (Gewicht: 0,29 kg pro Triebwerk) mit einem I_{sp} von 200 s - 223 s [49].

Das De-Orbit Manöver des Sentinel-2 Satelliten, das diesen von seinem knapp 800 km hohen Missionsorbit auf einen ca. 681 km PMD-Orbit befördert, benötigt hierbei, unter der Voraussetzung eines 1-Manöver Hohmann-Transfers, einer angenommenen Masse des Satelliten 1100 kg und einem EOL- I_{sp} von 200 s, ein Δv von 54 m/s und eine Treibstoffmasse von **31 kg**. Es werden hierbei idealen Werte für das Δv und den Treibstoffbedarf verwendet, da keine Informationen über die Art der Durchführung des De-Orbit Manövers, und somit auch nicht über eventuell eingeplante Margen, bekannt sind. Des Weiteren resultiert eine geringere Treibstoffmasse für das Manöver in einer höheren Grundtreibstoffmasse, sodass dies als eine worst-case Annahme betrachtet werden kann. Da es sich bei der Treibstoffmenge für das Manöver um einen Wert handelt, der von einer Skalierung der Missionsdauer nicht beeinflusst wird, kann dieser von dem 120 kg Treibstoffbudget abgezogen werden. Somit erhält man den Teil des Budgets, der nun an die geringere Missionsdauer von 5 Jahren angepasst werden kann. Es ergibt sich somit die zuvor erwähnte Grundtreibstoffmasse für die 7,25 Jahre andauernde Mission des Sentinel-2 Satelliten mit einem Wert von **89 kg**.

Die für eine Dauer der nominellen Mission von 5 Jahren angepasste Grundtreibstoffmasse ergibt sich nun mittels Skalierung anhand der Missionsdauer zu:

$$m_p = \frac{5 \text{ yr}}{7,25 \text{ yr}} \cdot 89 \text{ kg} \approx \mathbf{62 \text{ kg}}$$

Da die hier betrachteten Antriebe allesamt unterschiedlich höhere I_{sp} -Werte aufweisen, ergeben sich somit auch hierfür geringere Treibstoffmassen, als für den Monopropellant Antrieb des Sentinel-2 Satelliten. Um die Grundtreibstoffmasse für jeden der betrachteten Antriebe des Beispielsatelliten abzuschätzen, kann die Grundtreibstoffmasse für den Monopropellant Antrieb des Sentinel-2 Satelliten ($I_{sp} = 200 \text{ s}$) von 62 kg mit dem Verhältnis der I_{sp} -Werte als Faktor skaliert werden. Dass dies trotz des exponentiellen Charakters von Formel (6) möglich ist, kann dem Nachweis aus Anhang 10.5 entnommen werden. Skaliert man nun die zuvor bestimmte Grundtreibstoffmasse des Sentinel-2 Satelliten mit den Verhältnisfaktoren, so ergeben sich für die verschiedenen Antriebsvarianten die folgenden Grundtreibstoffmassen.

Tabelle 28: Grundtreibstoffmassen für die betrachteten Antriebsvarianten

Antrieb	Skalierungsfaktor	Grundtreibstoffmasse [kg]
Airbus Safran 20N	0,901	56
ARTUS	0,455	29
RIT 10	0,064	4
RIT 22	0,046	3

Da die Abweichung der Treibstoffmassenverhältnisse vom I_{sp} -Verhältnis mit steigendem Δv -Wert abnimmt, werden alle berechneten Treibstoffmassen grundsätzlich auf die nächsthöhere ganze Zahl aufgerundet. Darüber hinaus handelt es sich bei der Umrechnung der Grundtreibstoffmasse auf die hier betrachteten Antriebe ohnehin um eine gröbere Abschätzung, da dieser ursprünglich unter Einbezug einer Vielzahl an Einflussfaktoren für die spezifische Mission ermittelt wurde, welche rückwirkend nicht genau nachvollzogen werden kann.

Die im Folgenden durchgeführte Auswahl der Tanks richtet sich nach der benötigten Treibstoffart und -menge, die je nach PMD-Variante und Triebwerkstyp variiert, wobei die in den vorangegangenen Abschnitten bestimmten Treibstoffmassen zugrunde gelegt werden. Die Auswahl basiert dabei auf dem Angebot der *Airbus Safran Launchers GmbH* und *ATK Space Systems Inc.*, anhand dessen geeignete Tankvarianten und die dazugehörigen Massen identifiziert werden. Bei der Identifizierung der Tanks für die Monopropellant Varianten ist darauf zu achten, dass das angegebene Tankvolumen nicht vollständig für den Treibstoff genutzt werden kann, da, wie in Abschnitt 4.3.3.1 bereits beschrieben, zusätzlich noch ein Teil des Volumens für ein Druckgas benötigt wird. Aufgrund dessen, dass der Satellit durch eine 3-Achsenstabilisierung in seiner vorgesehenen Position gehalten wird und somit nicht über Rotationsbewegungen bzw. Spin stabilisiert wird, kann davon ausgegangen werden, dass sogenannte *Spin Stabilised Tanks* der Airbus Safran GmbH als Option wegfallen [26]. Als für Hydrazin verwendbare Tanktypen werden somit im Folgenden *Surface Tension Tanks*, *PMD-Tanks* (Propellant Management Device Tanks) und *Membran Tanks* (engl.: Diaphragm Tanks) betrachtet. Da Hydrazin eine Dichte von $\rho_{20^\circ\text{C}} = 1,01 \text{ g/cm}^3$ bzw. $\rho_{25^\circ\text{C}} = 1,00 \text{ g/cm}^3$ besitzt, kann das angegebene Gewicht dabei direkt in Liter übernommen werden [50].

Betrachtet man nun den Fall des 1-Manöver Hohmann-Transfers, bei dem ebenfalls ein Monopropellant-Triebwerk vorausgesetzt wird, so ergibt sich eine Δv -Anforderung von 74 m/s. Mit dem Triebwerk Airbus Safran 20N (0,65 kg), für dies ein vom Missionszeitpunkt abhängiger I_{sp} von 222s angenommen wird (s. Tabelle 9), wird für dieses Manöver somit eine Treibstoffmasse von 38 kg Hydrazin benötigt. Zusammen mit der zuvor berechneten Grundtreibstoffmasse von 56 kg ergibt sich somit eine Gesamttreibstoffmasse von $m_p \approx \mathbf{94 \text{ kg}}$.

Basierend auf dem Angebot der Airbus Safran Launchers GmbH wäre hier beispielsweise der *Model OST 31/1* Surface Tension Tank (ST Tank) mit einem geometrischen Volumen von 177 Litern, einem nutzbaren Volumen von 132 Litern und einer Masse von 15 kg zu wählen [30]. Ein weiterer Anbieter von Hydrazin Tanks ist die Firma ATK Space Systems Inc., die ebenfalls mögliche Tankvarianten anbieten. Diese führt zwei Arten von Tanks, PMD Tanks (Propellant Management Device) und Membran-Tanks, die für auf Hydrazin basierende Antriebssysteme kompatibel sind.

Tabelle 29 fasst die für die benötigte Gesamtreibstoffmasse passenden Tankvarianten aus den erwähnten Angebotspaletten zusammen.

Tabelle 29: Tankauswahl für die HT1-Variante [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Gewicht [kg]
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80450)	119/113,4	13,2
	PMD (80387)	126,2/99,8	9,1

Der 2-Manöver Hohmann-Transfer hingegen resultiert aufgrund seines höheren Δv -Bedarfs in einer benötigten Treibstoffmasse von 47 kg. Kombiniert mit der zuvor bestimmten Grundtreibstoffmasse ergibt sich eine Gesamtreibstoffmasse von ungefähr $m_p = 103 \text{ kg}$. Wie in Tabelle 29 zu erkennen, sind die für die HT1-Variante verwendbaren Tanks, bis auf den PMD-Tank, somit auch für das benötigte Treibstoffvolumen der HT2-Variante verwendbar.

Tabelle 30: Tankauswahl für die HT2-Variante [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Gewicht [kg]
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80450)	119/113,4	13,2
	PMD (80375)	161,5/114,8	8,6

Als nächstes sollen die elektrischen Antriebe hinsichtlich der möglichen Tankvarianten untersucht werden. Hierbei ergibt sich ein großer Einfluss auf das System insbesondere dadurch, dass Antriebe dieser Art deutlich höhere I_{sp} -Werte aufweisen. Durch diesen Effizienzunterschied zu den auf Monopropellant basierenden Antriebssystemen, ergeben sich für die elektrischen Antriebe bedeutend kleinere Treibstoffmassen (s. Tabelle 23). Im Gegenzug dazu steigt jedoch der Anspruch an das Powersystem drastisch an, worauf jedoch erst im nächsten Abschnitt weiter eingegangen wird.

Der hier betrachtete ARTUS Arcjet wird vom Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart entwickelt und kann unter anderem mit gewöhnlichem Hydrazin betrieben werden (s. Tabelle 9). Durch diesen Aspekt ergibt sich speziell für diese Variante die Möglichkeit, diesen Antrieb als sekundäres Antriebssystem für das PMD-Manöver, neben einem primären Monopropellant Antrieb für die nominelle Mission, im Satellitensystem vorzusehen. Beide Antriebssysteme können somit mit dem gleichen Treibstoff betrieben werden, weshalb ein einzelner Hydrazin-Tank ausreicht.

Im Vorfeld soll der System Impact jedoch dafür untersucht werden, dass der ARTUS Antrieb (0,4 kg) als primäres und somit einziges Triebwerk auf dem Satelliten vorgesehen ist. Für diesen Fall ergibt sich, zusammen mit der in Tabelle 28 angegebenen Grundtreibstoffmasse von 29 kg und der Treibstoffmasse für das PMD-Manöver von ca. 23 kg, eine Gesamtreibstoffmasse von **52 kg**. Es bieten sich hierfür somit die folgenden Tankvarianten an:

Tabelle 31: Tankauswahl für ARTUS als Primär Antrieb [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Gewicht [kg]
Airbus Safran	ST (Model OST 31/0)	104/78	6,4
Orbital ATK	Membran (80273)	74,9/55,2	12,2
	PMD (80353)	58,6/58,6	3,9

Wird der ARTUS Antrieb, wie zuvor beschrieben, lediglich als Sekundärtrieb neben dem Monopropellant Antrieb vorgesehen, so kann auch hier die Treibstoffasse von 23 kg für das PMD-Manöver angenommen werden. Die Grundtreibstoffmasse muss dabei jedoch hinsichtlich des Monopropellant Antriebs mit einem Wert von 56 kg berücksichtigt werden, sodass sich insgesamt eine Gesamttreibstoffmasse von **79 kg** ergibt. Für diese Bedingungen zeigt Tabelle 32 die verwendbaren Tankvarianten.

Tabelle 32: Tankauswahl für ARTUS als Sekundärtrieb [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Gewicht [kg]
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80583)	104,1/83	8,3
	PMD (80387)	126,2/99,8	9,1

Da der RIT 10 (Triebwerksmasse: 1,2 kg) und der RIT 22 (Triebwerksmasse: 7 kg) Antrieb mit Xenon als Treibstoff betrieben werden, muss hier betrachtet werden, dass im Gegensatz zu den ST, Membran und PMD Tanks bei Hydrazin, kompositverstärkte Tanks (COPV - Composite Overwrapped Pressure Vessels) oder monolithische Titan Tanks verwendet werden müssen [19]. Hierbei kann im Folgenden nur auf das Angebot der ATK Space Systems Inc. zurückgegriffen werden, wobei zusätzlich berücksichtigt werden muss, dass das Volumen des Xenongases vom Betriebsdruck des Tanks abhängt. Dem Verlauf des spezifischen Volumens von Xenon für verschiedene Drücke kann dabei dem Diagramm aus Abbildung 74 in Anhang 10.6 entnommen werden.

Zusammen mit der Treibstoffmasse für das PMD-Manöver von 4 kg erhält man somit für den RIT 10 Antrieb eine Gesamtmasse von aufgerundet **8 kg**. Da die Betriebsdrücke dieser Tanks in der Regel über 170 bar liegen, kann für Xenon ein Volumen von höchstens 0,6 Liter pro Kilogramm betrachtet werden, womit sich für die zuvor ermittelte Gesamttreibstoffmasse ein Volumen von gerade einmal 5 Litern ergibt. Für eine derart geringe Treibstoffmenge ist das Angebot der bezüglich der COPV Tanks deutlich zu überdimensioniert, sodass in diesem Fall auf das Angebot für Titan Tanks zurückgegriffen werden muss. Tabelle 33 zeigt die ermittelten Tanks mit den sich durch die Betriebsdrücke ergebenden Treibstoffvolumina.

Tabelle 33: Tankauswahl für den RIT 10 Antrieb [51]

Tank (Bez.)	Betriebsdruck [bar]	Vol. [l]	Treibstoffvol. [l]	Gewicht [kg]
Titan (80345)	310	6,6	3,9	3,4
Titan (80195)	184	9,4	4,6	5,4

Analog ergibt sich für den RIT 22 Antrieb eine Gesamttreibstoffmasse von **6 kg**. Die hierfür passenden Tankvarianten zeigt Tabelle 34.

Tabelle 34: Tankauswahl für den RIT 22 Antrieb [51]

Tank (Bez.)	Betriebsdruck [bar]	Vol. [l]	Treibstoffvol. [l]	Gewicht [kg]
Titan (80541)	248	4	3,1	1,5
Titan (80326)	248	3,9	3,1	1,5

Im letzten Schritt sollen alle in diesem Kapitel ermittelten Daten zusammengefasst werden, wobei für jede Antriebsvariante bezüglich der ausgewählten Tanks die Tank-, Triebwerks- und Gesamtreibstoffmasse zur Gesamtmasse zusammengefasst werden.

Hinsichtlich jeder der betrachteten Antriebe müssen jedoch noch weitere Massen berücksichtigt werden, die nun genauer erläutert werden sollen. Für den Betrieb der elektrischen Antriebe ist beispielsweise generell eine PPU (Power Processing Unit) die wichtigste Komponente neben den Triebwerken selbst. Welche Massen für die PPUs bezüglich jeden der elektrischen Antriebe angenommen werden können, zeigt Tabelle 35.

Tabelle 35: PPU-Masse für die elektrischen Antriebe [34]

Antrieb	Masse [kg]
ARTUS	4
RIT 10	8
RIT 22	20

Des Weiteren sind für den Betrieb jeder der Antriebssysteme gewisse Zusatzkomponenten notwendig, die unter Begriff *Propulsion Supply Assembly* (PSA) zusammengefasst werden können. Dabei handelt es sich zum Beispiel um sogenannte *Flow Control* oder *Latch Valves* bei Monopropellant Antrieben oder *Flow Control Units* (FCU) und *Radiofrequenzgeneratoren* (RFG) für die elektrischen Antriebe. Da diese Betrachtungen jedoch zu detailliert in die technische Ebene gehen, werden im Folgenden pauschale Werte für die Analyse angenommen, die, zusammen mit den Massenwerten für die PPUs, in der nachstehenden Tabelle im Wert für die Triebwerksmasse berücksichtigt werden. Diese belaufen sich für den Monopropellant und ARTUS Antrieb auf **3 kg** für das PSA und für den RIT 10 und RIT 22 Antrieb auf **4,5 kg** für die Kombination aus PSA und RFG [34]. Bei der Variante mit dem Airbus Safran 20N Triebwerk als Primärtrieb und ARTUS Arcjet als Sekundärtrieb müssen somit beide Triebwerksmassen und die doppelte Masse für das PSA miteinbezogen werden.

Tabelle 36: Zusammenfassung der sich ergebenden Massen für das Antriebssystem

Antrieb	Masse [kg]			
	Tankmasse	Gesamtreibstoffmasse	Triebwerksmasse	Gesamtmasse
Monoprop. (HT1)	15	94	0,65 (+3)	113
	13,2			111
	9,1			107
Monoprop. (HT2)	15	103		122
	13,2			120
	8,6			116
ARTUS (Prim.)	6,4	52	0,4 (+4+3)	66
	12,2			72
	3,9			64

ARTUS (Sek.)	15	79	0,4+0,65 (+4+3+3)	106
	8,3			99
	9,1			100
RIT 10	3,4	8	1,2 (+8+4,5)	26
	5,4			28
RIT 22	1,5	6	7 (+20+4,5)	39

5.11.2 Power

Auch bezüglich des Powersubsystems ergeben sich für die verschiedenen Manöver- und Antriebsvarianten unterschiedliche Einflüsse auf das System. Die Solarpanele des Sentinel-2 Satelliten liefern zum Zeitpunkt des Missionsstarts eine Leistung von 2300 W, welche sich bis zum Ende der Mission durch Degradation bis auf 1730 W verringert [14]. Da Sentinel-2 mit einem Monopropellant Antriebssystem ausgestattet ist, das lediglich für das Öffnen von bestimmten Ventilen eine verhältnismäßig geringe Leistung benötigt, ist für die LT-Manövervarianten, die im Gegensatz dazu sehr viel elektrische Leistung für eine kontinuierliche Schuberzeugung erfordern, ein nicht unerheblicher Einfluss auf das Systemdesign zu erwarten [34]. Es kann somit davon ausgegangen werden, dass die in Tabelle 7 angegebenen Werte für die Powerbudgets sich sowohl auf den Betrieb der sonstigen Subsysteme und als auch für den Monopropellant Antrieb beziehen und somit bei einer Änderung des Antriebssystems als Grundleistungsbedarf bestehen bleiben können.

Damit im Folgenden die Werte für die BOL-Leistung für alle bezüglich der elektrischen Antriebe angepassten Leistungsbudgets ermittelt werden können, muss somit die für den Sentinel-2 Satelliten angenommene Degradationsrate der Solarpanele ermittelt werden. Diese kann über den Unterschied zwischen der in Tabelle 7 angegebenen Werte für die BOL- und EOL-Leistung für eine Missionsdauer von 7,25 Jahren bestimmt werden und ergibt sich durch Umstellen von Gleichung (10) zu:

$$\frac{\text{Degrad.}}{\text{yr}} = 1 - \sqrt[7,25]{\frac{1730 \text{ W}}{2300 \text{ W}}} = 0,0385 (\cong \mathbf{3,85\%})$$

Da nicht bekannt ist, wie sich das Leistungsbudget des Sentinel-2 im Einzelnen zusammensetzt, wird in der folgenden Analyse der Wert für die Kapazität der Batterie als Referenzwert übernommen. Im ersten Schritt kann nun über Formel (11) mit der zuvor erwähnten Batteriekapazität des Sentinel-2 von $Q = 102 \text{ Ah}$ bei $U = 28 \text{ V}$ bestimmt werden, welche elektrische Arbeit W diese zur Verfügung stellt [26].

$$W_{\text{Batterie}} = 28 \text{ V} \cdot 102 \text{ Ah} = \mathbf{2856 \text{ Wh}}$$

Die Kapazitäten der Batterien von Satelliten werden generell so ausgelegt, dass sie in dem Zeitraum, in dem sich der Satellit im Erdschatten befindet, den Leistungsbedarf aller aktiven Systeme während dieser Zeit abdecken. Wie bereits in Kapitel 3.6 erläutert, dürfen die Batterien jedoch nur bis zu einer bestimmten DOD entladen werden. Welche DOD hier in etwa zugrunde gelegt wurde, kann für den hier betrachteten Fall über die EOL-Leistung und das Verhältnis der Schatten zur Sonnenphase bestimmt werden. Hierfür muss im ersten Schritt mit Formel (53) die Dauer einer Orbitperiode auf dem Missionsorbit bestimmt werden.

$$T_{Orbit} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \cdot 2\pi \quad (53)$$

$$T_{Orbit} = \sqrt{\frac{(6378 \text{ km} + 850 \text{ km})^3}{398600,4 \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}}} \cdot 2\pi = 6116 \text{ s} \approx \mathbf{1,7 \text{ h} (1 \text{ h}, 42 \text{ min})}$$

Da alle Parameter für den worst-case Fall berechnet werden soll und die Orbitperiode mit abnehmender Höhe geringer wird, wird die Dauer der Schattenphase auf Basis des Missionsorbits bestimmt. Da es sich außerdem bei dem Missionsorbit um einen sonnensynchronen und somit polaren Orbit handelt, bei dem die Inklination fest durch die Orbithöhe vorgegeben ist, kann lediglich die Drehung des Orbits bezüglich des Geschwindigkeitsvektors der Erde Einfluss auf die Dauer der Schattenphase nehmen. Die längste Schattenphase tritt somit dann ein, wenn der Orbit im 90°-Winkel zum Geschwindigkeitsvektor der Erde steht, wie Abbildung 50 verdeutlicht.

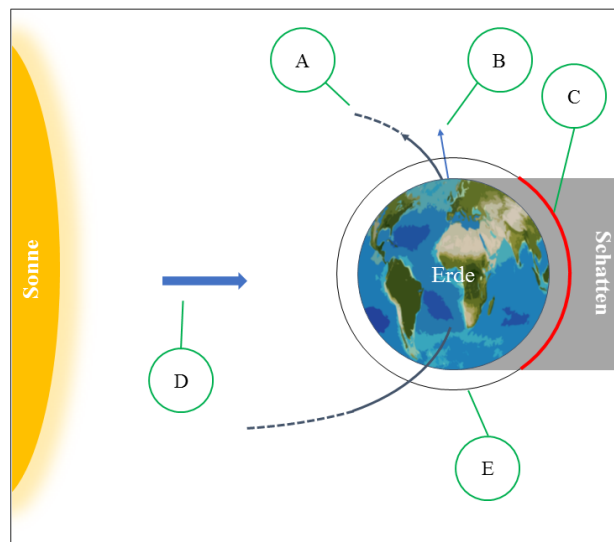


Abbildung 50: Illustration der Schattenphase; A: Ekliptik; B: Geschwindigkeitsvektor der Erde; C: Orbitabschnitt in der Schattenphase; D: Sonnenvektor; E: Orbit

Die Abbildung zeigt, dass selbst im worst-case Fall die Schattenphase (C) kleiner als eine halbe Orbitperiode ist. Um jedoch die genaue Dauer der Schattenphase berechnen zu können, muss die Strecke des Orbitabschnitts bestimmt werden, die der Satellit während dieses Zeitraums zurücklegt. Auf die in Abschnitt 3.6 beschriebene Weise ergibt sich der Winkel β wie folgt:

Tabelle 37: Ergebnisse für die Parameter der Kreisbogengleichung

Parameter	Wert
β [°]	28,07
α [°]	123,86
b [km]	15626

Mit der Strecke b von 15626 km kann nun über die Geschwindigkeit des Satelliten auf seinem Missionsorbit ermittelt werden, wie lang die Dauer der Schattenphase ist.

$$v = \sqrt{\frac{\mu_{Erde}}{R_{Mission}}} = \sqrt{\frac{398600,4 \frac{km^3}{s^2}}{7228 km}} = 7,43 \frac{km}{s}$$

Durch die Division der Strecke der Schattenphase durch die Geschwindigkeit des Satelliten ergibt sich die Dauer $T_{Schatten}$ der Schattenphase zu 2104 Sekunden bzw. **0,59 Stunden**. Der in Kapitel 3.6 erwähnte DOD lässt sich nun über die Kenntnis darüber bestimmen, welcher Anteil der von den Solarpanelen erzeugte Leistung während der Sonnenphase zum Laden der Batterie benötigt und welcher demnach direkt zum Betrieb der Subsysteme während dieses Zeitraum gebraucht wird. Dies ergibt sich wie folgt:

$$P_{Schatten} = P_{EOL} \cdot \frac{T_{Schatten}}{T_{Orbit}} \approx 601 W$$

$$P_{Subsysteme} = P_{EOL} - P_{Schatten} = 1730 W - 601 W = 1129 W$$

Es ist nun bekannt, dass die Solarpaneele 601 W benötigten, um während Sonnenphase den Anteil der Batterie wieder aufzuladen, den die Subsysteme während der 0,59 Stunden langen Schattenphase verbraucht haben. Die Dauer der Sonnenphase ergibt sich dabei aus der Differenz der Orbitperiode und der Schattenphase zu:

$$T_{Sonne} = T_{Orbit} - T_{Schatten} = 6116 s - 2104 s = 4012 s \approx \mathbf{1,11 h}$$

Welche elektrische Arbeit die Subsysteme nun während der Schattenphase tatsächlich verbrauchen, ergibt sich über den Wert der elektrischen Arbeit, den die Solarpaneele während der Sonnenphase zum Laden der Batterie zur Verfügung stellen müssen.

$$W_{Subsysteme} = 601 W \cdot 1,11 h = 668 Wh$$

Hieraus lässt sich nun ermitteln, bis zu welchem Anteil die Batterie während der Schattenphase entladen wird, wobei es sich dabei um den sogenannten DOC (Depth of Charge), also den Gegenwert zum DOD handelt.

$$DOC = 1 - DOD = 1 - \left(\frac{W_{Subsysteme}}{W_{Batterie}} \right) = 1 - (0,234) = 0,766 \hat{=} \mathbf{76,6\%}$$

Im Folgenden muss berechnet werden, welche elektrische Arbeit $W_{Schatten}$ bereitgestellt werden muss, damit sowohl die Subsysteme als auch die Antriebe während der Schattenphase betrieben werden können, welche mit Formel (17) bestimmt werden kann. Tabelle 38 zeigt nun die für die zusätzlich für die Antriebe benötigte elektrische Arbeit und die entsprechend dem DOC angepasste elektrische Arbeit und Kapazität der Batterie.

Tabelle 38: Benötigte elektrische Arbeit

Antrieb	PPU-Leistung $P_{Antrieb}$ [W]	Elektr. Arbeit Antriebe [Wh]	$W_{Schatten}$ [Wh]	Elektr. Arbeit Batterie [Wh]	Kapazität der Batterie [Ah]
ARTUS	840	500	1168	5000	179
RIT 10	380	230	898	3840	138
RIT 22	5000	2950	3618	15470	553

Wie groß die Änderung der Fläche der Solarpanele für jede der Varianten ist, kann nun über den Wert der tatsächlich genutzten elektrischen Arbeit und der Dauer der Schattenphase bestimmt werden, während dieser die Solarpanele den entladenen Anteil wieder aufladen und gleichzeitig die Versorgung des gesamten Systems übernehmen müssen.

Welche EOL-Leistung die Solarpanele dafür nun erzeugen müssen, ergibt sich dabei mit Formel (18) aus der Summe von $P_{\text{Subsysteme}}$, der jeweiligen Leistung des Antriebs P_{Antrieb} und dem Leistungswert, der sich aus der elektrischen Arbeit W_{Schatten} bestimmt werden kann. Da die Leistung für die für die elektrischen Antriebe bis zum Zeitpunkt des Erreichens des PMD-Orbits von 681 km zur Verfügung stehen muss, wird der Parameter T_{Mission} aus Formel (10) um die Transferdauer (s. Tabelle 20) entsprechend der jeweiligen Antriebsvariante erweitert. Für den Transfer mit dem Airbus Safran 20N Triebwerk wird hierfür ebenfalls die realen Transferzeit aus Anhang 10.4 von 70 Stunden bzw. 0,008 Jahren verwendet. Da für den Betrieb des Airbus Safran 20N nur eine sehr geringe Leistung benötigt wird, die zudem nicht bekannt ist, wird dies im Folgenden vernachlässigt. Es ist dabei zu erwähnen, dass in den 1730 W des Sentinel-2 Leistungsbudgets die benötigte Leistung zum Betrieb des Monopropellant Antriebs ohnehin bereits enthalten ist.

Tabelle 39: Angepasste BOL-Leistung der Solarpanele

Antrieb	Leistung der Solarpanele (EOL) [W]	Leistung der Solarpanele (BOL) [W]
Airbus Safran 20N	1730	2110
ARTUS	3030	3700
RIT 10	2320	2860
RIT 22	9390	11440

Auf Basis der Werte für die BOL-Leistung kann nun die Anpassung der Solarpanelfläche vorgenommen werden. Für den Sentinel-2 Satelliten wurden die Solarpanele zwecks der Erzeugung einer BOL-Leistung von 2300W auf eine Fläche von **7,1 m²** (Masse ca. 40 kg) dimensioniert [26]. Da die detaillierte Berechnung der benötigten Fläche der Solarpanele von vielen Faktoren abhängt und somit verhältnismäßig komplex ist, wird an dieser Stelle nur eine Skalierung sowohl der Fläche als auch des Gewichts auf Basis des Verhältnisses der BOL-Leistungswerte (Referenzwert: 2300 W) vorgenommen. Um den gesamten System Impact der Antriebsvarianten hinsichtlich des Power Subsystems zu bestimmen, muss zudem die zusätzliche Masse durch die größere Batterie berücksichtigt werden. Diese wird analog auf Basis der ursprünglichen Daten der Batterie (102 Ah, 51 kg) durch Skalierung mittels der Kapazität ermittelt. Tabelle 40 bezieht sich hierbei auf die Anpassung der Solarpanele und Tabelle 41 auf die Anpassung bezüglich der Batterie.

Tabelle 40: Anpassung der Solarpanele

Antrieb	BOL-Leistung [W]	Skalierungsfaktor	Neue Panelfläche [m ²]	Masse [kg]
Airbus Safran 20N	2110	0,92	6,6	37
ARTUS	3700	1,61	11,5	65
RIT 10	2860	1,25	8,9	50
RIT 22	11440	4,98	35,4	200

Tabelle 41: Anpassung der Batterie

Antrieb	Batteriekapazität [Ah]	Skalierungsfaktor	Masse [kg]
Airbus Safran 20N	102	1,00	51
ARTUS	179	1,76	90
RIT 10	138	1,36	70
RIT 22	553	5,43	277

An dieser Stelle ist zu erkennen, dass sich für die Analyse ein erster Iterationsschritt ergibt, da sich eine derartige Änderung der Solarpanelfläche nicht unerheblich auf die Dauer des De-Orbit Prozesses auswirken würde. Da die Iteration der Analyse jedoch den Rahmen der Masterarbeit übersteigen würde, werden hier keine weiteren Iterationsschritte betrachtet. Des Weiteren ergibt sich für die Batterien, aufgrund des technologiebedingten DOD übermäßig große Massen, die zumindest hinsichtlich des RIT 22 Antriebs mit 277 kg keine umsetzbaren Werte darstellen. In der Praxis bestünde die Lösung darin, dass die elektrischen Antriebe während der Sonnenphase nicht betrieben werden würden, sodass derartiger Anstieg der Batteriekapazität und –masse ausbleibt. Da ein CA-Manöver jedoch zu jedem Zeitpunkt auftreten kann, soll hier davon ausgegangen werden, dass die elektrischen Antriebe auch während der Schattenphase betrieben werden sollen, weshalb diese Werte für den theoretischen Zweck betrachtet werden. Anderenfalls würde sich für jeden der Antriebe eine Batteriemasse von 51 kg ergeben.

Nachdem die Massenänderungen für die einzelnen Varianten hinsichtlich des Antriebs- und Powersystems nun getrennt voneinander ermittelt wurden, können jetzt die Werte zu einem Gesamtwert der Massenänderung für jede Variante zusammengefasst werden. Welcher Tank dabei, im Falle mehrerer Tankvarianten, und somit auch in den weiteren Analysen berücksichtigt wird, richtet sich hierbei ausschließlich nach der geringsten Masse. Eine Auswahl auf Basis der Größe der Tankstrukturen wurde hierbei nicht durchgeführt, da der Masse in der Analyse ein größerer Stellenwert zukommt als den Aspekten der Akkommodation (s. Abbildung 60).

Der Wert für die Masse des Antriebssystems fasst dabei die Tank-, Triebwerks, PPU- und Treibstoffmasse zusammen. Der Massenwert für das Powersystem beinhaltet hingegen die durch Skalierung berechneten Massen für die Batterie und die Solarpanele.

Tabelle 42 zeigt hierfür die kombinierten Werte.

Tabelle 42: Zusammenfassung der Antriebs- und Powersystemmassen zur Gesamtmasse

Variante	Masse Antriebssystem [kg]	Masse Powersystem [kg]	Gesamtmasse [kg]
HT1	107	88	195
HT2	116		204
ARTUS (Prim.)	64	155	219
ARTUS (Sek.)	99		254
RIT 10	26	120	146
RIT 22	39	477	516

Der Tabelle ist zu entnehmen, dass die elektrischen Antriebe, trotz der geringen Treibstoffmasse aufgrund ihres verhältnismäßig hohen I_{sp} -Werts, insgesamt eine höhere Gesamtmasse aufweisen, als die Monopropellant Antriebe. Die Masseneinsparungen hinsichtlich des Antriebssystems werden hierbei durch die hohen Anforderungen an das Powersystem, insbesondere durch die hohen Batteriemassen, gänzlich kompensiert. Eine Ausnahme stellt hier der RIT 10 Antrieb dar, bei dem durch eine deutlich geringere Leistungsanforderung bei gleichzeitig sehr hohem I_{sp} nur sehr wenig zusätzliche Masse entsteht. Der RIT 22 Antrieb stellt hier das gegenteilige Extrem dar, bei dem

aufgrund der äußerst hohen Leistungsanforderungen eine übermäßig große Masse für die Batterie resultiert, was in dieser Form in der Praxis nicht umgesetzt werden würde. Da dieser hier jedoch nur theoretisch betrachtet wird, sollen auch diese Werte für die weiteren Analysen ihre Relevanz behalten. Letztendlich, bevor die tatsächlich resultierenden Satellitenmassen betrachtet werden können, muss nun noch berücksichtigt werden, dass bei den hier durchgeführten Berechnungen zu Massenänderungen eines Subsystems immer die Gesamtmasse des jeweiligen Subsystems berechnet wurde. Will man nun jedoch die Satellitenmassen berechnen, so darf nicht einfach die hier bestimmte Masse auf die Trockenmasse ($m_{dry} = 1100 \text{ kg}$) addiert werden, sondern es muss gleichzeitig auch der Wert der Masse aus der Ursprungsconfiguration subtrahiert werden. Es werden hierbei die Massenwerte für die angegebenen Komponenten berücksichtigt. Als Tank wird hier der für 120 kg ausreichende ST-Tank der Airbus Safran Launchers GmbH (Model OST 31-1) mit einem nutzbaren Volumen von 132 Litern, einer Masse von 15 kg angenommen. Tabelle 43 zeigt für das Antriebs- und das Powersubsystem die Massen der Ursprungsconfiguration.

Tabelle 43: Abgeschätzte Komponentenmassen der Ausgangskonfigurationen [26] [34]

Komponente	Anzahl	Masse pro Einheit [kg]	Gesamtmasse [kg]
Airbus Safran 1N Triebwerk	8	0,29	2,32
PSA	1	3	3
Tank	1	15	15
Solarpanel (7,1 m ²)	1	40	40
Batterie (102 Ah)	1	51	51
Gesamtmasse			112

Es ergeben sich somit die folgenden Satellitenmassen:

Tabelle 44: Gesamtmassen des Satellitensystems

Variante	Satellitenmasse [kg]
HT1	1183
HT2	1192
ARTUS (Prim.)	1207
ARTUS (Sek.)	1242
RIT 10	1134
RIT 22	1504

Hier wird deutlich, dass sich die Satellitenmassen für alle Varianten in einem Bereich von ca. 1180 kg bis knapp 1250 kg bewegen. Die Ausnahme bildet hier die RIT22-Variante, mit der der Satellit aufgrund der extrem großen Batteriemasse eine Gesamtmasse von über 1500 kg erreicht.

5.11.3 Akkommodation

Im Zuge der Akkommodation soll nun ermittelt werden, wie stark sich die Konfigurationen der betrachteten Varianten auf den Bauraum innerhalb (interne Akkommodation) und den Stauraum außerhalb des Satelliten (externe Akkommodation) auswirken. Hierbei wird sich auf zwei Aspekte beschränkt, die durch eine Änderung der EOL-Strategie die größten Einflüsse auf die Platzverhältnisse

besitzen. Es handelt sich dabei zum einen um die Tankstrukturen, deren Größe für die verschiedenen Varianten sehr stark variieren kann, wobei hier insbesondere zwischen den einzelnen Antriebsvarianten deutliche Unterschiede identifiziert werden können. Da der Tank in der Regel im Schwerpunkt des Satelliten platziert ist, wird dadurch somit der Bauraum innerhalb des Satelliten verändert, sodass sich hier durch eine Vergrößerung des Tanks die Platzbedingungen für die anderen Subsysteme des Satelliten ergeben könnten. Neben Tankstrukturen sollen jedoch auch die Fläche der Solarpanele betrachtet werden, deren Fläche ebenfalls für die verschiedenen Antriebsarten erhebliche Unterschiede aufweist. Da die Solarpanele an der Außenseite des Satelliten angebracht sind, wird hier somit nicht der Bauraum innerhalb des Satelliten beeinflusst. Dieser Aspekt der Akkommodation bezieht sich viel mehr auf die Aspekte, die den Transport des Satelliten betreffen. Es muss beachtet werden, dass sich die Solarpanele für den Zeitraum vom Start bis zur Separation von der Oberstufe der Trägerrakete in einem komprimierten, eingeklappten Zustand befinden, damit der Satellit in den Envelope der Trägerrakete passt. Wächst die Solarpanelfläche jedoch durch hohe Leistungsanforderungen, wie sie sich beispielsweise durch elektrische Antriebe ergeben können, übermäßig an, so kann es passieren, dass der Satellit nicht mehr in den Stauraum der Trägerrakete passt. Beide Aspekte sollen hierbei getrennt voneinander betrachtet und anschließend bewertet werden.

Im ersten Schritt soll dafür nun ermittelt werden, welche Volumina die Tanks hinsichtlich der unterschiedlichen Varianten einnehmen. Hier kann durch einfache Bestimmung des Volumens die Größe Bereichs ermittelt werden, die ein jeweiliger Tank annimmt. Dafür können die in Abschnitt 5.11.1 ermittelten Tankvolumina herangezogen werden, wobei an dieser Stelle ausschließlich die Werte für das geometrische Volumen verwendet werden müssen. Zwecks der besseren Vergleichbarkeit sollen die Werte im Vorfeld jedoch durch Multiplikation mit dem Faktor 10^{-3} in die Einheit $[m^3]$ umgerechnet werden.

Tabelle 45: Geometrische Volumina der ausgewählten Tanks (interne Akkommodation)

Variante	Geom. Volumen [l]	Geom. Volumen $[m^3]$
HT1	126,2	0,127
HT2	161,5	0,162
ARTUS (Prim.)	58,6	0,059
ARTUS (Sek.)	104,1	0,105
RIT 10	6,6	0,007
RIT 22	3,9	0,004

Die Größe der Solarpanele wird jedoch nur mit Hilfe einer Quadratmeterzahl angegeben, sodass hier abgeschätzt werden muss, welches Volumen diese im eingeklappten Zustand einnehmen. Es muss dabei im ersten Schritt ermittelt werden, in welcher Weise die Größe der Solarpanele geändert werden darf, wobei gewisse Bedingungen gelten, die bei der Vergrößerung der Solarpanele eingehalten werden müssen. Eine erste Bedingung ist hier die Begrenzung der Fläche eines Solarpanelements dahingehend, dass dies die Maße des Satelliten in Höhe und Breite nicht überschreiten sollte, wie die folgende Abbildung (links) verdeutlicht.

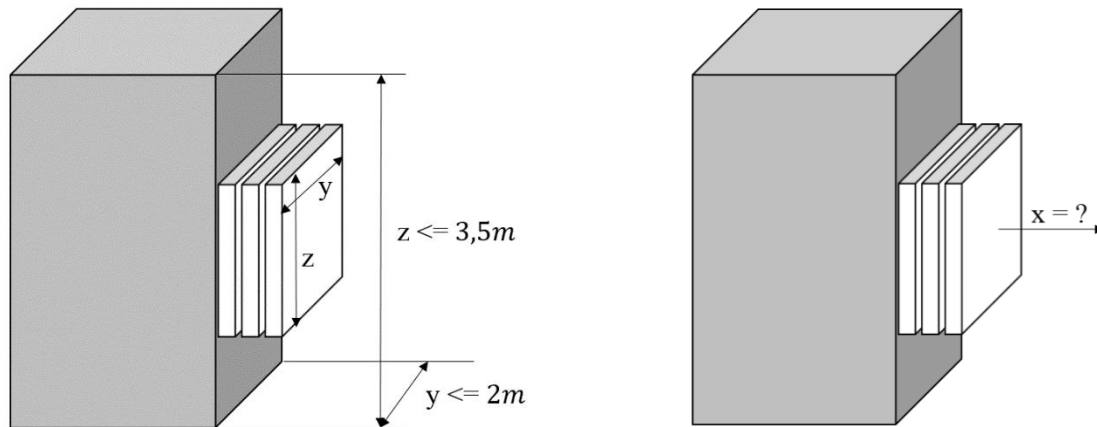


Abbildung 51: Maximale Maße der Solarpanele im Transportzustand

Hinsichtlich der Trägerrakete muss erwähnt werden, dass die Form des Satelliten generell so designt wird, dass dieser in den vorhandenen Stauraum passt. Während der Sentinel-2 Satellit mit einer Vega Trägerrakete gestartet wurde, der als Basisgeometrie für den hier betrachteten Beispielsatelliten dient, würde dieser wiederum aufgrund der vereinfachten Geometrie nicht mehr in den Envelope der Vega mit einem Durchmesser von ca. 2,3 m hineinpassen [52]. Da sich durch die hier angenommene quadratische Grundfläche verhältnismäßig ungünstige Bedingungen für den Transport ergeben, wird in der Praxis eher eine rechteckige Grundfläche für einen Satelliten gewählt. In der Realität wird die Geometrie des Satelliten jedoch von vornherein entsprechend der gewählten Trägerrakete angepasst, weshalb für die weiteren Analysen angenommen werden soll, dass auch hier für den Beispielsatelliten die Vega als Trägerrakete verwendet werden kann.

Im nächsten Schritt kann jetzt ermittelt werden, wie weit der Block der gestauten Solarpanele in x-Richtung maximal anwachsen kann. Dies kann hierbei über die Anzahl der Faltungen bestimmt werden, die sich im Transportzustand ergeben. Welche Maße hierbei angenommen werden müssen kann den folgenden Abbildungen entnommen werden. Anders als bei dem Sentinel-2 Satelliten, bei dem die Solarpanele an der Seite der Satellitenwand angebracht sind (s. Abbildung 26), soll hier der Einfachheit halber angenommen werden, dass die Solarpanele im Zentrum der Seitenfläche mit Hilfe des SADM (Solar Array Drive Mechanism) angebracht sind [53]. Zudem sollen die Solarpanele nicht wie beim Sentinel-2 seitlich, sondern hochkant gefaltet werden. Die Winkelemente befinden sich hier somit nicht an den Seiten der Elemente, sondern an den Ober- und Unterkanten, wie die folgende Abbildung verdeutlicht.

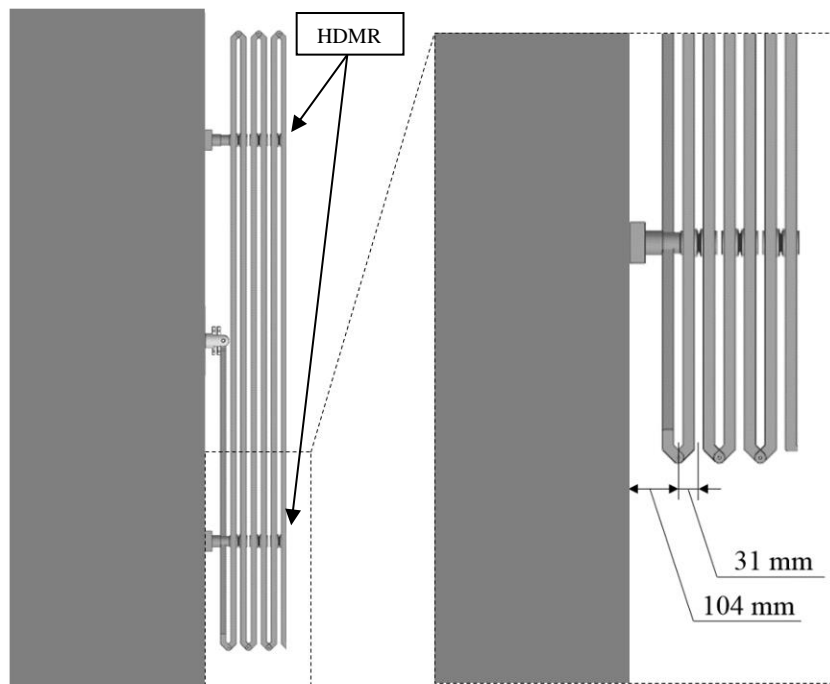


Abbildung 52: Anzunehmende Maße für die Solarpanele im Transportzustand [53]

Es muss somit pauschal ein Wert von ca. 10,4 cm angenommen werden, der von den sogenannten HDRMs (Hold Down & Release Mechanism) eingenommen wird, die die Solarpanele einerseits im Transportzustand hält und zum anderen, nach Erreichen des Zielorbits dafür sorgt, dass diese sich entfalten. Für jede weitere Faltung bzw. für jedes weitere Solarpanelement kann anschließend ein Wert von ca. 3,1 cm angenommen werden. Es ist dabei anzumerken, dass die maximale Anzahl an Faltungen aus technologischen Gründen auf sechs Faltungen begrenzt ist. In Ausnahmefällen war es zwar schon möglich, diese auf mehrere Faltungen zu erhöhen, jedoch soll hier lediglich der allgemeingültigste Fall betrachtet werden. Dies bedeutet somit, dass der Solarpanelblock maximal bis auf 29 cm in x-Richtung (s. Abbildung 51) anwachsen kann. Nimmt man nun an, dass ein Element somit die maximal mögliche Fläche von 3,5 m mal 2 m annimmt, so ergibt sich hierfür eine Fläche von 7 m². Mit der maximalen Anzahl von sechs Faltungen bzw. Elementen kann für den Referenzsatelliten aus rein technologischer Sicht somit eine maximale Solarpanelfläche von 42 m² realisiert werden [53].

Betrachtet man Abbildung 26, so erkennt man, dass das 7,1 m² große Solarpanel des Sentinel-2 Satelliten aus drei Elementen besteht, sodass jedes der Elemente knapp 2,4 m² Fläche einnehmen muss. Welche Maße dabei jedes Element des Solarpanels besitzt, kann dabei jedoch lediglich abgeschätzt werden. Im Folgenden soll somit eine minimale Anzahl von 3 Solarpanelementen zugrunde gelegt werden, wobei die Form der Elemente angepasst oder die Anzahl an Elementen ggf. erhöht werden kann.

Es soll dabei davon ausgegangen werden, dass die Solarpanele eigens für den Satelliten angefertigt werden, sodass die Größe jedes Elementes innerhalb der zuvor bestimmten Grenzen angepasst werden kann. Hierbei soll im Falle einer Vergrößerung der Solarpanelfläche so vorgegangen werden, dass die Form der Elemente immer so angepasst wird, dass die Solarpanele im ausgeklappten Zustand (Betriebszustand) eine möglichst geringe Auslenkung besitzen. Dies ist damit begründet, dass mit einer größer werdenden Auslenkung das Trägheitsmoment des Satelliten anwächst, was sich wiederum negativ auf die Konfiguration auswirken könnte, da unter Umständen so beispielsweise größere Drallräder vorgesehen werden müssten [53]. Da diese Betrachtungen für das Ziel dieser Arbeit

jedoch zu tief in die Komponentenebene des Satelliten eintauchen, soll hier lediglich die zuvor genannte Annahme zur Änderung der Solarpanelfläche getroffen werden.

Aus dieser Annahme ergibt sich somit, dass die Größe der Solarpanele immer zuerst innerhalb der genannten Grenzen in y-Richtung angepasst werden soll. Ist hier Maximalwert der Satellitengeometrie erreicht, kann die Fläche in z-Richtung erweitert werden. Erst wenn auch hier kein Spielraum mehr vorhanden ist, soll von einem weiteren Solarpanelement ausgegangen werden. Unter diesen Voraussetzungen ergeben sich die Solarpanelemente in der Ausgangskonfiguration Abmessungen von 2 m mal 1,10 m und somit ein Volumen des Solarpanelblocks von 0,434 m³.

Tabelle 46 zeigt hierfür die zuvor bestimmten Solarpanelflächen und die neu ermittelten Werte.

Tabelle 46: Solarpanelflächen und Volumina im Transportzustand (externe Akkommodation)

Antrieb	Neue Panelfläche [m ²]	Abmessungen Element [m] (y · z)	Anzahl Elemente	Volumen [m ³]
HT1	6,6	2,00 x 1,10	3	0,434
HT2	6,6	2,00 x 1,10	3	0,434
ARTUS	11,5	2,00 x 1,92	3	0,757
RIT 10	8,9	2,00 x 1,49	3	0,589
RIT 22	35,4	2,00 x 2,95	6	1,711

5.12 Kostenabschätzung

Um dieses Kapitel abzuschließend sollen nun noch die Kosten für die Referenzmission abgeschätzt werden. Zu diesem Zweck sollen im ersten Schritt die Kosten der nominellen Mission bestimmt werden, die sich für die klassische und die alternative EOL-Strategie nicht unterscheiden. Die Kostenbetrachtung soll dann im weiteren Verlauf so erfolgen, dass ausgehend von den hier ermittelten Kosten für die gesamte Mission der klassischen EOL-Strategie, die Mehrkosten für die alternative EOL-Strategie letztendlich als prozentualer Anstieg bestimmt werden. Hierzu ist es somit fürs erste notwendig, die Kosten der klassischen EOL-Strategie zu bestimmen, die in den weiteren Analysen als Basiswert (100%) verwendet werden.

Im Zuge dieser Kostenanalyse soll dabei in zeitabhängige Kosten und zeitunabhängige Kosten unterschieden werden. Hier berücksichtigen die zeitabhängigen Kosten alle Kosten, die im Vorfeld der Mission aufgebracht werden müssen, um den Satelliten auf seinen Orbit zu bringen. Das bedeutet also, dass hierbei einerseits die Entwicklungs- und Produktionskosten für das Satellitensystem selbst, aber auch die Startkosten berücksichtigt werden sollen. Darüber hinaus werden hierbei jedoch auch jene Kosten berücksichtigt, die durch eine Anpassung des Satellitendesigns für einen längeren Betriebszeitraum entstehen, wobei sich hierbei auf Komponentenebene auf die Solarpanele beschränkt wird, da diese relativ hohe Kosten im Vergleich zu anderen Komponenten verursachen.

Die zeitabhängigen Kosten hingegen beziehen sich auf die Kosten, die während des Zeitraums entstehen, in dem der Satellit betrieben wird. Hierbei sind insbesondere die Missionsoperationen und somit der Beschäftigung einer Bodencrew zu nennen, wobei jedoch zusätzlich die Kosten für die Miete der Anlagen (Bodenstation), die für jegliche TT&C (Telemetry, Tracking and Command) Anwendungen notwendig sind, miteinbezogen werden sollen. Als Referenz wird hierfür das GSOC (German Space Operations Center) betrachtet, wobei für die Verwendung der Anlage Kosten von ca. 9000€ pro Tag anfallen [54]. Für ein Betriebsjahr des Satelliten ergibt sich diesbezüglich also ein Betrag von **3,29 Mio. €** der im Folgenden für alle Betrachtungen zugrunde gelegt werden kann. Die

Kosten für die Bodenstation belaufen sich somit für die nominelle Mission auf knapp **16,5 Mio. €**, die sowohl für die klassische als auch die alternative EOL-Strategie angenommen werden müssen.

Die Kosten für die Beschäftigung einer Bodencrew ergeben sich in erster Linie durch die Anzahl der benötigten Personen, sowie das geforderte Betriebskonzept. Als Richtwert für ein Personenjahr von 1680 Stunden kann hierbei, wie in Abschnitt 3.3 beschrieben, ein Betrag von ca. **120.000 €** pro Jahr angesetzt werden. Für eine vergleichbare Erdbeobachtungsmission kann man dabei annehmen, dass als Betriebskonzept ein 24-Stunden-Betrieb gefordert wird, bei dem zu jedem Zeitpunkt sechs Operatoren für die Betreuung des Satelliten vorhanden sind. Zudem muss beachtet werden, dass in den meisten Fällen noch zusätzlich ein Nutzlastexperte benötigt wird, der den Nutzlastbetrieb während der regulären Arbeitszeit überwacht. Dies kann hierbei mit 10 Wochenstunden und somit ca. 520 Stunden pro Jahr berücksichtigt werden, wodurch sich die Kosten hierfür anteilig zu ca. **40.000 €** pro Jahr ergeben. Auf Basis dieser Grundwerte können nun die jährlichen Kosten während der nominellen Mission abgeschätzt werden. Mit der Annahme, dass immer sechs Operatoren gleichzeitig zur Verfügung stehen müssen, ergeben sich für 1680 Betriebsstunden des Satelliten Kosten von 720.000 €. Da ein Betriebsjahr jedoch 8760 Stunden beträgt, ergeben sich somit entsprechend für ein Jahr des Satellitenbetriebs knapp **3,8 Mio. €**, wobei hier die Kosten für den Nutzlastexperten bereits hinzugezogen wurden. Für die 5-jährige Mission müssen somit Kosten von ca. **19 Mio. €** angenommen werden [15].

Weil auch der Transport des Satelliten zu seinem Missionsorbit einen bedeutenden Kostenfaktor darstellt, sollen die Kosten hierbei mit Hilfe eines Referenzwertes ermittelt werden. Als Referenz dient hierbei das Beispiel einer *Vega* Trägerrakete, die im Auftrag der ESA entwickelt wurde und fähig ist, eine Masse von knapp 1,45 Tonnen auf einen sonnensynchronen Orbit zu befördern [55]. Die Kosten, die hierbei für den Start dieser Rakete entstehen, belaufen sich auf **32 Mio. €**. Betrachtet man jedoch Tabelle 44 so sieht man, dass die Satellitenmasse der RIT22-Variante mit 1504 kg die Nutzlastkapazität der Vega übersteigt. Für diesen Fall müsste somit eine größere Rakete verwendet werden, wobei hier als weitere Referenz eine Sojus Trägerrakete mit einer SSO-Nutzlastkapazität von 5950 kg und Startkosten von **70 Mio. €** betrachtet wird [56]. Auch wenn es hier ggf. noch eine etwas kleinere und günstigere Alternative gäbe, so ist hier die Wahl einer Sojus Trägerrakete aufgrund der verhältnismäßig guten Zuverlässigkeitsquote von 97,5% wahrscheinlicher [57].

Für die Entwicklung und Produktion des Satelliten kann sich, wie schon bereits bei der in Abschnitt 4.3 betrachteten Geometrie des Referenzsatelliten, auf die Kosten für den Sentinel-2 berufen werden. Da hierzu jedoch keine Informationen öffentlich verfügbar sind, müssen an dieser Stelle geschätzte Werte verwendet werden. Hierbei ist zu erwähnen, dass zwei Sentinel-2 Satelliten (Sentinel-2A und -2B) existieren, wobei der zweite ein Nachbau der ersten Version ist. Somit kann davon ausgegangen werden, dass sich die Kosten für den Sentinel-2B Satelliten aufgrund der bereits vorhandenen Kenntnisse deutlich reduziert haben. Da dieser Fall jedoch keine repräsentative Referenz darstellt, ist hier der Sentinel-2A Satellit von größerem Interesse. Für diesen können Entwicklungs- und Produktionskosten von geschätzt **200 Mio. €** angenommen werden [54]. Hierbei sind zudem bereits alle Antriebskomponenten enthalten, wobei sich dieser Referenzwert auf den Antrieb mit einem Monopropellant System bezieht. Im Zuge der Änderung auf ein elektrisches Antriebssystem würden sich die das Antriebssystem betreffenden Kosten erhöhen, was jedoch in den hier durchgeführten Betrachtungen nicht berücksichtigt wird. Da in der Trade-Off Studie die Vergleiche nicht variantenübergreifend stattfinden, kann dieser Aspekt vernachlässigt werden, für die Betrachtung der Abolsutzahlen sollte dieser Aspekt jedoch im Hinterkopf behalten werden.

Hinsichtlich der Solarpanele müssen nun noch die Satellitenkosten hinsichtlich jeder der Transfervarianten angepasst werden. Für die auf dem Sentinel-2 Satelliten verbauten Galliumarsenid Solarpanele sind dabei Kosten von ca. 175.000 € pro Quadratmeter realistisch [18]. Tabelle 47 zeigt

diesbezüglich die sich ergebenden Kosten auf Basis der in Abschnitt 5.11.2 ermittelten Solarpanelflächen.

Tabelle 47: Kosten der Solarpanele für die betrachteten Varianten

Variante	Solarpanelfläche [m ²]	Kosten [Mio. €]
HT1	6,6	1,16
HT2	6,6	1,16
ARTUS	11,5	2,02
RIT 10	8,9	1,56
RIT 22	35,4	6,20

Um nun die angepassten Kosten für den Satelliten zu ermitteln, müssen einerseits die angepassten Solarpanelkosten addiert, gleichzeitig jedoch auch die Kosten für die Solarpanele in der Ursprungsconfiguration ($7,1 \text{ m}^2 \cong 1,25 \text{ Mio. €}$) subtrahiert werden. Tabelle 48 fasst hierbei die ermittelten Kosten zusammen.

Tabelle 48: Zusammenfassung der Kosten für die klassische EOL-Strategie

Kostenart	Kostenaspekt	Kosten pro Jahr bzw. m ² [Mio. €]	Kosten insgesamt [Mio. €]
Zeitunabhängige Kosten	Satellitenbus	-	198,75*
	Startkosten	-	32-70
	Solarpanele	0,175	1,16 – 6,20
Zeitabhängige Kosten	Bodenstation	3,29	16,5
	Bodencrew	3,8	19
Gesamtkosten			267,5 – 309,5

Für die Analyse der Kosten hinsichtlich der alternativen EOL-Strategie soll nun im weiteren Verlauf der hier ermittelte Wert für die Gesamtkosten jeder Variante als Basiswert verwendet werden, sodass die zusätzlichen Kosten durch einen längeren Betrieb des Satelliten bestimmt werden können.

* Ohne Solarpanelkosten

6. Alternative End-of-Life Strategie

Wie eingangs bereits erwähnt, geht es bei der alternativen EOL-Strategie in erster Linie darum, den bisher kontinuierlichen Anstieg der SD-Population einzudämmen und auf lange Sicht gesehen, diese zu reduzieren. Um dieses Ziel zu erreichen, wird vorgesehen, den Satelliten während des PMDs nach seiner nominellen Mission weiter zu betreiben, um so die Möglichkeit aufrecht zu erhalten, durch CA-Manöver eventuelle Kollisionen mit Space Debris zu verhindern.

Die Auswirkungen, die diese EOL-Strategie dadurch mit sich bringt, werden hierbei in erster Linie das Antriebs- und Powersystem sowie die Planung der Missionsoperationen betreffen, da folglich einerseits mehr Treibstoff bzw. größere Solarpanele und zudem ein längerer Bedarf an Personal zur ständigen Überwachung und Manöverkoordination benötigt werden.

Das Ziel dieses Kapitels ist es, die notwendigen Änderungen zu beziffern, um die Grundlage für einen Vergleich mit der bisherigen EOL-Strategie zu ermöglichen. Hierbei soll evaluiert werden, ob, und wenn ja, mit welchen Rahmenbedingungen, eine Änderung der EOL-Strategie lohnenswert wäre und wie sich dadurch die Risiken für eine Verschlechterung der aktuellen SD-Umgebung verändern.

6.1 Einhaltung der Richtlinien

Ein wichtiger Aspekt, der bei jeder Planung einer Mission berücksichtigt werden muss, sind die existierenden Richtlinien (s. Abschnitt 5.1), die, trotz einer Änderung des PMDs, in jedem Fall ihre Gültigkeit behalten. Hierbei muss jedoch beachtet werden, dass durch die neue Vorgehensweise während des PMDs die Kontrolle über den Satelliten nicht mehr abgegeben wird, wodurch eine Passivierung, die als Präventionsmaßnahme vor Explosionen durch im Satellitensystem befindliche Energiereste vorgesehen ist, nicht mehr notwendig ist.

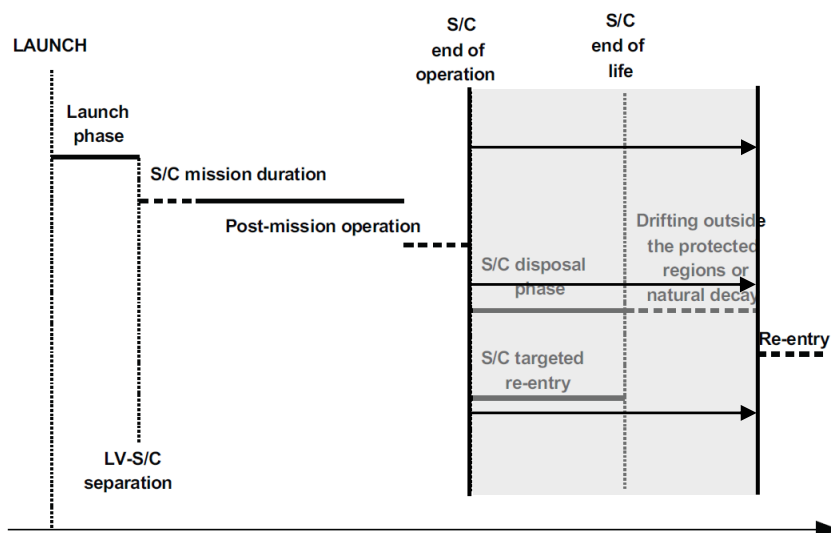


Abbildung 53: Änderung der Missionsphasen für die alternative EOL-Strategie [3]

Wie in Abbildung 53 verdeutlicht, wird das Ende der Operationen auf den Zeitpunkt des Wiedereintritts des Satelliten verschoben. Die Disposalphase wird hierbei jedoch nicht ausgelassen, sondern lediglich in einer alternativen Art und Weise durchgeführt. Es lässt als nächstes, im Kontext der alternativen EOL-Strategie ein alternatives PMD definieren, um die Einhaltung der Richtlinien zu verdeutlichen.

6.2 Alternatives PMD

Mit dem Ende der nominellen Mission beginnt somit die alternative Disposal-Phase, während dieser der Satellit die folgenden Aktionen durchführen muss:

- Absenkung des Orbits ausgehend von der Höhe des Missionsorbits bis auf X km, um eine Dauer des PMDs von Y Jahren zu erreichen.
- Durchführung von CA-Manövern, im Falle der Gefahr einer möglichen Kollision mit Space Debris.

Die Platzhalter X und Y beschreiben hierbei die Parameter, die im Verlauf dieses Kapitels ermittelt werden sollen. Für jeden der beiden Platzhalter können dabei mehrere Werte geprüft werden, um letztendlich den Rahmen, in dem diese EOL-Strategie lohnenswert ist und diese ggf. Vorteile gegenüber der bisherigen EOL-Strategie bietet, zu identifizieren.

Ein wichtiger Aspekt ist, dass die bestehenden Anforderungen, die insbesondere in der ISO 24113 definiert sind, nicht durch die alternative EOL-Strategie verletzt werden dürfen. Da die in Abschnitt 5.1 erwähnten Anforderungen **6.2.2.1**, **6.3.1.1** und **6.3.3.1** von dem alternativen PMD nicht berührt werden, ist es nur der Punkt **6.2.2.3**, bei dem ein Bedarf der Prüfung hinsichtlich der Einhaltung besteht. Das alternative PMD zielt grundsätzlich darauf ab, dass der Satellit nicht passiviert werden muss, was laut dem der genannten Anforderung lediglich innerhalb der LEO-Protected Region während der Disposal-Phase geschehen muss, bevor die Kontrolle des Satelliten abgegeben wird. Aufgrund dessen, dass der Satellit somit jegliche Fähigkeit verliert, im Falle einer möglichen Kollision auszuweichen, soll eben diese Disposal-Phase bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts verschoben werden. Da dort eine Passivierung keine Bewandnis mehr hat, weil der Satellit in diesem Moment die LEO-Protected Region verlässt, kann eine Passivierung ausbleiben.

Vor dem Hintergrund des Prinzips der alternativen PMDs kann nun das Diagramm aus Abbildung 53 in Abschnitt 5.3 entsprechend angepasst werden.

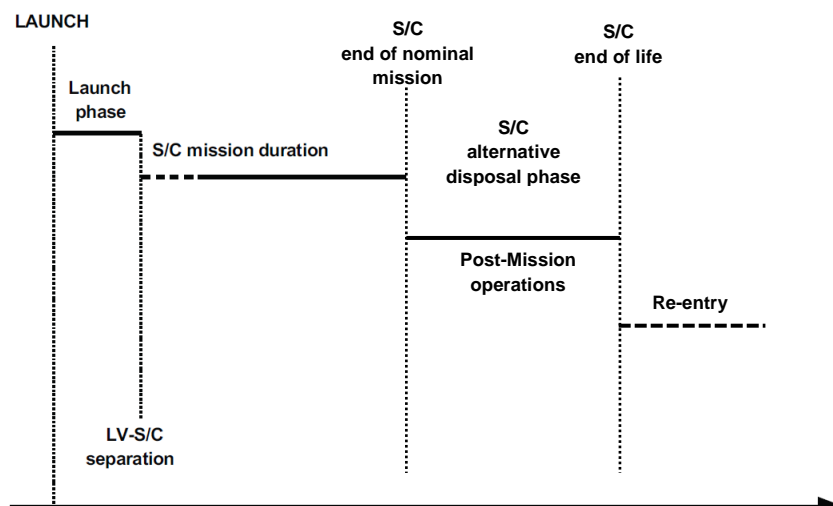


Abbildung 54: Angepasste Missionsphasen für die alternative EOL-Strategie [3]

Wie in dem Diagramm zu erkennen, wurde die Phase des alternativen Disposals eingeführt. Während dieser sollen durchgehend Operationen (Post-Mission Operations) durchgeführt werden. Betrachtet man das Diagramm in Abbildung 35 der klassischen EOL-Strategie, so ist zu erkennen, dass dort bereits das Ende der Operationen überschritten ist. In Abbildung 54 ist zudem zu erkennen, dass der Zeitpunkt des End-of-Life nun bis unmittelbar vor den Wiedereintritt bzw. den Zeitpunkt des

Verlassens der LEO-Protected Region verschoben wurde. Dieser Zeitpunkt markiert auch in dieser Strategie den Moment, ab dem keine Operationen mehr durchgeführt werden können, was jedoch durch den unmittelbar folgenden Wiedereintritt keine Auswirkungen auf die SD-Umgebung mehr haben kann.

6.3 De-Orbit Konzept

Das alternative PMD muss im Folgenden genauer charakterisiert werden. Um in den weiteren Abschnitten eine Analyse zwecks eines Vergleichs mit der klassischen EOL-Strategie zu ermöglichen, müssen sinnvolle PMD-Zeiträume für die alternative EOL-Strategie identifiziert werden. Hierzu soll anhand des Treibstoffbedarfs und den Kollisionswahrscheinlichkeiten für verschiedene PMD-Orbits ermittelt werden, für welche Fälle im weiteren Verlauf dieses Kapitels eine detaillierte Analyse erfolgen wird. Diese soll, wie bereits im vorherigen Kapitel zum einen darin bestehen, dass die Risiken für verschiedene Ereignisse, die allesamt unterschiedliche Auswirkungen auf die Space Debris Umgebung haben, anhand ihrer Eintrittswahrscheinlichkeit bezüglich der ermittelten PMD-Varianten genau untersucht werden. Im Anschluss daran soll bestimmt werden, welche Auswirkungen eine Umsetzung dieser Varianten auf das Satellitensystem hätte, wobei das Augenmerk auf das Antriebs- und das Powersubsystem gelegt wird. Hierbei ist insbesondere von Interesse, welche Komponenten dafür benötigt werden bzw. inwiefern sich Komponenten, die bei der klassischen EOL-Strategie ausreichend waren, für die PMD-Varianten der alternativen EOL-Strategie angepasst werden müssten, wobei alles hinsichtlich der Änderung der Systemmasse und der Akkommodation betrachtet werden soll. Den Abschluss dieses Kapitels bildet dann auch hier eine Kostenabschätzung, die die finanziellen Mittel bestimmen soll, die für die Missionsoperationen und die Änderungen des Satellitensystems für einen längeren Betriebszeitraum notwendig sind.

6.3.1 Dauer des alternativen PMDs

Den größten Einflussfaktor hinsichtlich der Kosten für Manöver und der Risiken stellt der Zeitraum dar, in dem der Satellit nach seiner nominellen Mission bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts weiterbetrieben werden muss. Da die existierenden Richtlinien gewahrt werden müssen, ist die größtmögliche Dauer des PMDs auf maximal 25 Jahre begrenzt. Vor dem Hintergrund, dass das Ziel der neuen EOL-Strategie ist, den Satellit zu passivieren, muss analysiert werden, für welche Zeiträume und mit welchen Antriebsvarianten dieses Prinzip lohnenswert ist. Variationen der Parameter wie beispielsweise der PMD-Dauer und somit auch der Orbithöhe, bis zu dieser der Satellit transferiert werden muss, beeinflussen dabei insbesondere den Δv -Bedarf und somit auch die benötigte Treibstoffmenge, sowie die resultierenden Kollisionsrisiken.

Um einen Überblick darüber zu erhalten, mit welchem Aufwand für einen Transfer mit jeder der betrachteten Manövervarianten auf einen bestimmten PMD-Orbit gelangt werden kann, zeigen die Diagramme in Abbildung 55 sowohl die benötigte Treibstoffmasse als auch die restliche Orbitlebensdauer und die Gesamtkollisionswahrscheinlichkeit für den De-Orbit Prozess für verschiedene PMD-Orbithöhen. Das obere Diagramm bezieht sich dabei auf die Kollisionswahrscheinlichkeit mit Objekten einer Größe von weniger als 10 cm, das untere Diagramm dementsprechend auf Objektdurchmesser von mehr als 10 cm. Wie zuvor bereits erwähnt, markiert der 10 cm Grenzwert, gemäß den Anforderungen, einerseits den Durchmesser der Objekte, ab dem diese

bereits im Falle einer Kollision den Satelliten zerstören können und darüber hinaus wird diese Grenze auch allgemein als Detektionsgrenze für Space Debris bezüglich des LEO-Bereichs angesehen.

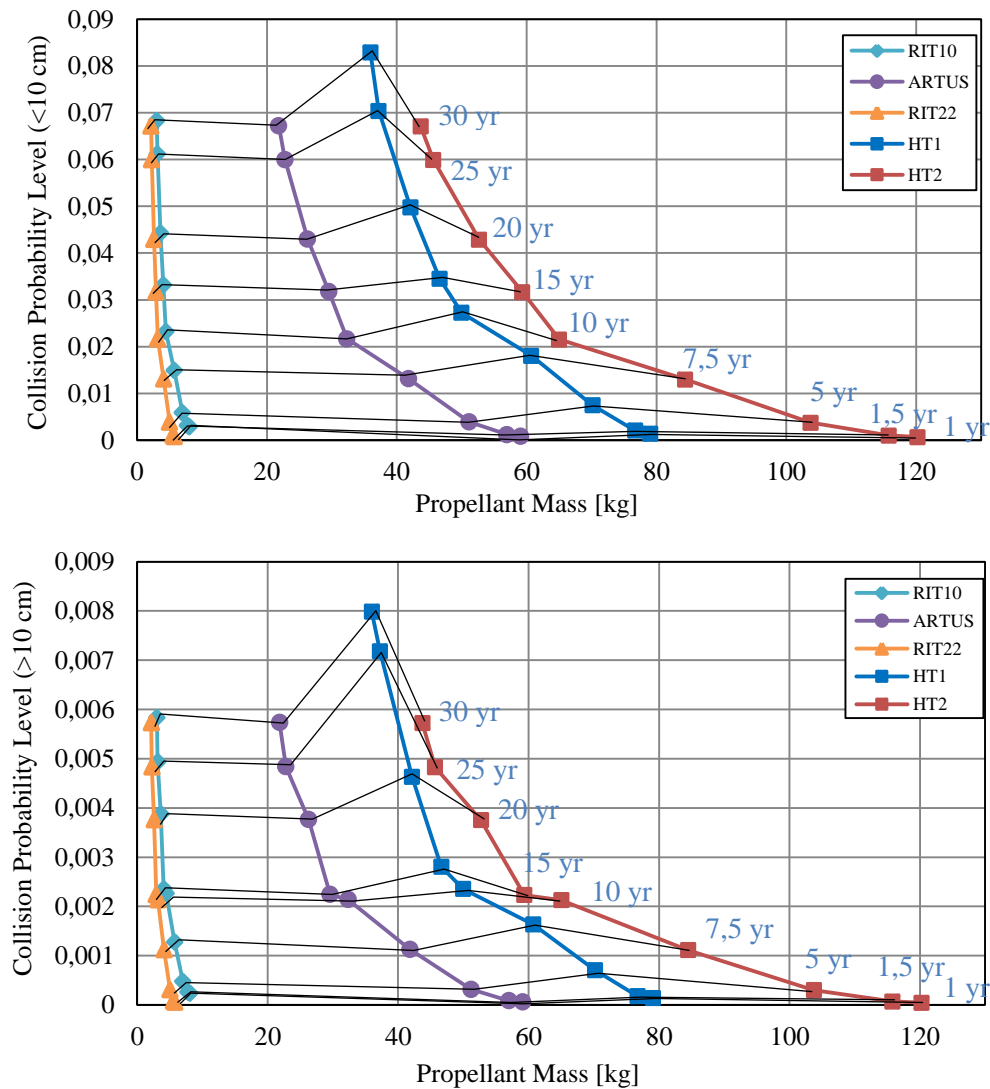


Abbildung 55: Treibstoffmassenbedarf und resultierende Kollisionswahrscheinlichkeiten für verschiedene Transfervarianten
(oben: Objekte <10cm; unten: Objekte >10cm)

Die Werte für die jeweilige Höhe des Zielorbits müssen hierbei der Tabelle 49 entnommen werden. Die schwarzen Linien verbinden dabei die Datenpunkte, die sich auf dieselbe De-Orbit Dauer beziehen.

Tabelle 49: Höhen der Zielorbits für verschiedene De-Orbit Zeiträume

De-Orbit Dauer [yr]	Höhe des Zielorbits [km]	
	Circular-to-elliptic	Circular-to-circular
30	577	688
25	568	681
20	533	656
15	502	633
10	479	613
7,5	405	547
5	342	483
1,5	299	444
1	284	430

Aus den Diagrammen wird deutlich, dass die Kollisionswahrscheinlichkeit für den PMD-Prozess bei einer Verringerung des Zielorbits bis zum 10-Jahres PMD-Orbit für die Varianten mit den Hydrazin-betriebenen Antrieben sehr schnell abfällt. Die zusätzlichen Treibstoffkosten resultieren hierbei somit in einer starken Reduzierung der Kollisionswahrscheinlichkeit. Betrachtet man hingegen die noch kürzeren PMD-Zeiträume, so sieht man, dass das Verhältnis von Nutzen zu Kosten bezüglich der Verringerung der Kollisionswahrscheinlichkeit und dem gleichzeitigen Anstieg des Treibstoffbedarfs deutlich abnimmt. Bei den Ionenantrieben zeigt sich hingegen, dass die dieses Verhältnis deutlich größer ist, wobei dies für alle betrachteten PMD-Zeiträume gilt.

Damit ein möglichst breiter Bereich der möglichen PMD-Dauern mit den folgenden Analysen abgedeckt werden und somit Erkenntnisse darüber erlangt werden können, wie genau sich die PMD-Dauer auf Aspekte, wie beispielsweise die Risiken für den Satelliten während des PMDs oder das Satellitensystem selbst auswirken, sollen mehrere Varianten genauer untersucht werden. In erster Linie soll letztendlich der gesamte Bereich bekannt sein, in dem sich die Parameter bewegen, weshalb sowohl die maximale PMD-Dauer von 25 Jahren und die minimale Dauer von einem Jahr untersucht werden sollen. Die 1-Jahres Grenze ergibt sich hierbei durch das Tool *ARES*, da mit den festgelegten Berechnungsparametern für die Orbitpropagation ein kürzerer De-Orbit Prozess in bestimmten Fällen nicht mehr zu berechnen ist. Damit jedoch auch in etwa der Verlauf der Werte abgeschätzt werden kann und die PMD-Dauer von 10-Jahren in etwa die Mitte der betrachteten Zeiträume darstellt, werden auch hierfür in den folgenden Analysen alle relevanten Parameter berechnet.

6.4 Manöveranalyse

Um im ersten Schritt einen direkten Vergleich mit den berechneten Werten der klassischen EOL-Strategie zu erhalten, werden für die betrachteten Manövervarianten die CA-Manöverfrequenzen und der entsprechende Treibstoffbedarf auf Basis der in Abschnitt 3.5.1 beschriebenen Grundlagen für verschiedene PMD-Zeiträume berechnet.

Die 25- und die 1-Jahresgrenze stellen hierbei die Minimal- und Maximalwerte dar und zeigen somit das Gesamtintervall an, innerhalb dessen sich alle Werte bewegen werden. Neben den Absolutzahlen für die ermittelten Parameter, sollen alle betrachteten Manövervarianten in erster Linie in Relation zu den Parametern der klassischen EOL-Strategie betrachtet werden. Hierzu wird für jede Variante ermittelt, um wie viel Prozent ein Parameter von demselben Parameter hinsichtlich der klassischen EOL-Strategie zunimmt oder abnimmt.

Die Tabellen 50 bis 55 zeigen die Transferparameter für den HT1- und den HT2- bzw. LT-Transfer zu den verschiedenen PMD-Orbits. Für die Parameter bezüglich der HT1- und HT2-Varianten werden hierbei nur die realen Werte für den Δv - und Treibstoffbedarf berücksichtigt (s. Anhang 10.4).

Tabelle 50: Orbitparameter für HT1
(PMD25)

25 Jahre – HT1	
Perigäum [km]	568
Dauer des PMD [yr]	24,99
Δv -Bedarf [m/s]	73

Tabelle 51: Orbitparameter für HT2 & LT
(PMD25)

25 Jahre – HT2 & LT	
Zielorbit [km]	681
Dauer des PMD [yr]	24,6
Δv -Bedarf [m/s]	89

Tabelle 52: Orbitparameter für HT1
(PMD10)

10 Jahre – HT1	
Perigäum [km]	479
Dauer des PMD [yr]	9,95
Δv -Bedarf [m/s]	97

Tabelle 53: Orbitparameter für HT2 & LT
(PMD10)

10 Jahre – HT2 & LT	
Zielorbit [km]	613
Dauer des PMD [yr]	9,95
Δv -Bedarf [m/s]	126

Tabelle 54: Orbitparameter für HT1
(PMD1)

1 Jahr – HT1	
Perigäum [km]	284
Dauer des PMD [yr]	0,95
Δv -Bedarf [m/s]	152

Tabelle 55: Orbitparameter für HT2 & LT
(PMD1)

1 Jahr – HT2* & LT	
Zielorbit [km]	430
Dauer des PMD [yr]	0,95
Δv -Bedarf [m/s]	226

Bezüglich des 1-Jahres Variante die circular-to-circular Transfers (Tabelle 55) ist anzumerken, dass der Δv -Bedarf hier bereits höher liegt, als für einem direkten Wiedereintritt. Dieser kann von Missionsorbit (850 km) aus bereits mit Hilfe eines 1-Manöver Hohmann-Transfers unter Aufwendung eines Δv von 216 [m/s] erreicht werden, wobei das Perigäum hier bis auf 60 km abgesenkt wird. Aus diesem Grund soll an dieser Stelle anstatt dieser PMD-Dauer für den HT2-Transfer ein direkter Wiedereintritt betrachtet werden. Für diesen wird dabei mit dem Airbus Safran 20N Triebwerk eine (reale) Treibstoffmenge von **118 kg** benötigt. Die LT-Transfers mit den elektrischen Antrieben werden hierbei jedoch nach wie vor bezüglich des einjährigen PMDs betrachtet.

6.4.1 Anzahl der CA-Manöver

Wie den Tabellen aus dem vorherigen Abschnitt zu entnehmen ist, muss der Satellit für diesen PMD-Zeitraum nur ein verhältnismäßig geringes Δv aufwenden. Im Kontrast dazu steht der anschließende lange Zeitraum, in dem der Satellit einerseits CA-Manöver durchführen muss um kritischen Kollisionen auszuweichen, jedoch auch gleichzeitig der Gefahr von Kollisionen mit kleinen Objekten (< 10 cm) ausgesetzt ist.

Nimmt man, wie in Abschnitt 3.9 beschrieben an, dass in einem Bereich zwischen 1000 km und 700 km 6 CA-Manöver, und unter 700 km nur noch zwei CA-Manöver pro Jahr auftreten, so kann durch Multiplikation mit den bereits für die Bestimmung der Kollisionswahrscheinlichkeiten verwendeten

* Direkter Wiedereintritt

Höhensektoren und den entsprechenden Aufenthaltszeiten die resultierende Anzahl an CA-Manövern abgeschätzt werden.

Tabelle 56: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD25)

Antriebsvariante	CA-Manöveranzahl	Treibstoffmasse [kg]
HT1	50	1,44
HT2	50	1,44
ARTUS	51	0,73
RIT 10	52	0,11
RIT 22	51	0,08

Hinsichtlich des HT1 Antriebs muss erwähnt werden, dass die Anzahl der CA-Manöver auf Basis der großen Halbachse bestimmt wurde, sodass für einen Wert der großen Halbachse von weniger als 700 km nur zwei CA-Manöver pro Jahr angenommen wurden. Tatsächlich befindet sich der Satellit bei dieser Manövervariante jedoch auf einer stark elliptischen Bahn, sodass er über einen längeren Zeitraum immer wieder in eine Region über 700 km gelangt, was somit jedoch nicht berücksichtigt wurde. Weil diese Rechnungen immer zu einem gewissen Teil fehlerbehaftet sind, werden die ermittelten Werte für die weiteren Analysen auch hier auf die nächsthöhere ganze Zahl aufgerundet. Das 10-jährige PMD stellt den mittleren Wert der betrachteten PMD-Zeiträume dar. Da sich der PMD-Zeitraum jedoch im Gegensatz zur zuvor betrachteten Variante deutlich verkürzt, ist hier eine deutlich geringere Anzahl an CA-Manövern zu erwarten. Tabelle 57 zeigt die resultierende CA-Manöveranzahl für jede der Varianten.

Tabelle 57: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD10)

Antriebsvariante	CA-Manöveranzahl	Treibstoffmasse [kg]
HT1	20	0,58
HT2	20	0,58
ARTUS	21	0,30
RIT 10	22	0,05
RIT 22	20	0,03

Es wird deutlich, dass bereits für das 10-jährige PMD die Treibstoffmassen, die für die CA-Manöver einkalkuliert werden müssen, nur noch sehr gering sind. Insbesondere für die Ionenantriebe ergibt sich schon hier, aufgrund der hohen I_{sp} -Werte eine nahezu vernachlässigbare Menge an Treibstoff. Wie in der folgenden Tabelle zu erkennen ist, wurde die HT-2 Variante für das einjährige PMD nicht mitberücksichtigt, da dieser, aufgrund der direkten Wiedereintritts hinsichtlich der CA-Manöver vernachlässigt werden kann.

Tabelle 58: Abschätzung der CA-Manöveranzahl und der entsprechenden Treibstoffmassen (PMD1)

Antriebsvariante	CA-Manöveranzahl	Treibstoffmasse [kg]
HT1	2	0,06
HT2*	-	-
ARTUS	3	0,04
RIT 10	5	0,01
RIT 22	3	0,01

Wie zu erwarten ergibt sich für das einjährige PMD erneut eine deutlich geringere CA-Manöveranzahl für die Varianten im Vergleich zum zuvor betrachteten PMD-Zeitraum. Insbesondere, da durch den niedrigeren PMD-Orbit die Treibstoffmasse für den Transfer immer größer und gleichzeitig die Treibstoffmasse für die CA-Manöver immer geringer wird, kann diese nahezu vernachlässigt werden. Welche zusätzlichen Treibstoffmassen in den folgenden Analysen nun berücksichtigt werden müssen, zeigt Tabelle 59.

Tabelle 59: Zu berücksichtigende Treibstoffmassen

Antriebsvariante	Treibstoffmasse [kg]		
	25	10	1
HT1	1,44	0,58	0,06
HT2	1,44	0,58	-*
ARTUS	0,73	0,30	0,04
RIT 10	0,11	0,05	0,01
RIT 22	0,08	0,03	0,01

Betrachtet man die ermittelten CA-Manöveranzahlen, insbesondere für das PMD25, hinsichtlich der Tatsache, dass in der klassischen EOL-Strategie während des PMDs keine CA-Manöver durchgeführt werden können, lässt sich erahnen, wie wahrscheinlich eine Kollision des Satelliten mit einem SD-Objekt einer Größe von über 10 cm ist. Unter den hier getroffenen Annahmen ergeben sich für jede der Transfervarianten während des PMD-Zeitraums ca. 50 Situationen, in denen der Satellit in der klassischen EOL-Strategie einer hohen Gefahr einer Kollision ausgesetzt ist, wobei dort jedoch keine Aktion zur Reduzierung der Kollisionsgefahr mehr möglich ist.

6.5 Risikoanalyse

Anders als bei der klassischen EOL-Strategie muss an dieser Stelle eine deutlich größere Zahl an PMD-Varianten untersucht werden, die insbesondere hinsichtlich der Kollisions- und Explosionsrisiken stark variieren.

Im ersten Schritt muss, wie bereits im letzten Kapitel ermittelt werden, wie groß das Risiko eines Kontrollverlustes des Satelliten ist, wobei hier aufgrund der nicht mehr vorgesehenen Passivierung eine fehlerhafte Passivierungskomponente als Ursache ausgeschlossen werden kann. Die Wahrscheinlichkeit für den Kontrollverlust ergibt sich somit nur noch aus der Kollisionswahrscheinlichkeit für Objekte mit einem Durchmesser von weniger als 10 cm in Verbindung mit der, sich aus dem Anforderungsdokument *DLR-RF-PS-001* ergebenden Annahme,

* Direkter Wiedereintritt

dass nur eine von 100 Kollisionen dieser Art zu einem Kontrollverlust führt zusammen mit der empirisch ermittelten Zuverlässigkeit des Satellitensystems. Es müssen somit nur noch die beiden Wahrscheinlichkeiten P_{LC2} und P_{LC3} bezüglich des Risikos eines Kontrollverlusts berücksichtigt werden, deren Werte von der klassischen EOL-Strategie übernommen werden können ($P_{LC2} = 0,0311\%$; $P_{LC3} = 5,49\%$).

Die Wahrscheinlichkeit einer Explosion behält hierbei ebenfalls, aufgrund der unveränderten Dauer der nominellen Mission, einen Wert von **0,25%**. Sollte jedoch der Fall eintreten, dass der Satellit während der nominellen Mission einen Kontrollverlust erleidet, so erhöht sich, wie auch schon bei klassischen EOL-Strategie für den Fall eines Kontrollverlustes, der nicht durch eine fehlerhafte Passivierungskomponente verursacht wurde, die Explosionswahrscheinlichkeit, aufgrund des resultierenden 159-jährigen ND-Prozesses, auf **7,95%**.

Ein wichtiger Unterschied zu der klassischen EOL-Strategie entsteht hierbei hinsichtlich der PMD-Varianten, während denen weiterhin die Gefahr eines Kontrollverlustes berücksichtigt werden muss. Die Wahrscheinlichkeit für einen Kontrollverlust ändert sich dabei einerseits für jede der PMD-Varianten aufgrund der unterschiedlichen Kollisionswahrscheinlichkeiten (unkritisch) während des De-Orbit Prozesses und zudem auch allgemeingültig durch die sich mit ansteigender PMD-Dauer verringernde Zuverlässigkeit des Satelliten. Diese beträgt nach 25 Jahren PMD-Prozess zuzüglich der fünf Jahre, die zu diesem Zeitpunkt bereits durch die nominelle Mission verstrichen sind, nur noch 89,31%. Die Wahrscheinlichkeit für einen Kontrollverlust aus Zuverlässigkeitsgründen ergibt sich somit mit der Gegenwahrscheinlichkeit zu **10,69%**. Die Wahrscheinlichkeit, während der nominellen Mission einen Kontrollverlust durch eine unkritische Kollision zu erleiden, liegt, genau wie in der klassischen EOL-Strategie, bei **0,0311%**. Während des anschließenden PMD-Prozesses hingegen ist diese Wahrscheinlichkeit abhängig von der jeweiligen Manövervariante und variiert beispielsweise für das PMD25 zwischen **0,0546%** und **0,0641%**.

Diese Werte verbessern sich insgesamt deutlich für die beiden kürzeren PMD-Varianten auf Kosten eines höheren Treibstoffbedarfs für die Transfermanöver. Betrachtet man hier die Variante des 10-jährigen PMDs, so reduziert sich beispielsweise die Explosionswahrscheinlichkeit bereits auf einen Wert von 0,75%. Für die einjährige PMD-Variante hingegen besteht diesbezüglich jedoch noch immer eine Wahrscheinlichkeit von 0,3%, da hier die nominelle Mission von fünf Jahren deutlich stärker ins Gewicht fällt, als der anschließende PMD-Prozess.

Analog zum vorherigen Kapitel soll auch hier zwecks der Veranschaulichung ein Ablaufdiagramm die Abhängigkeiten der einzelnen Ereignisse deutlich machen.

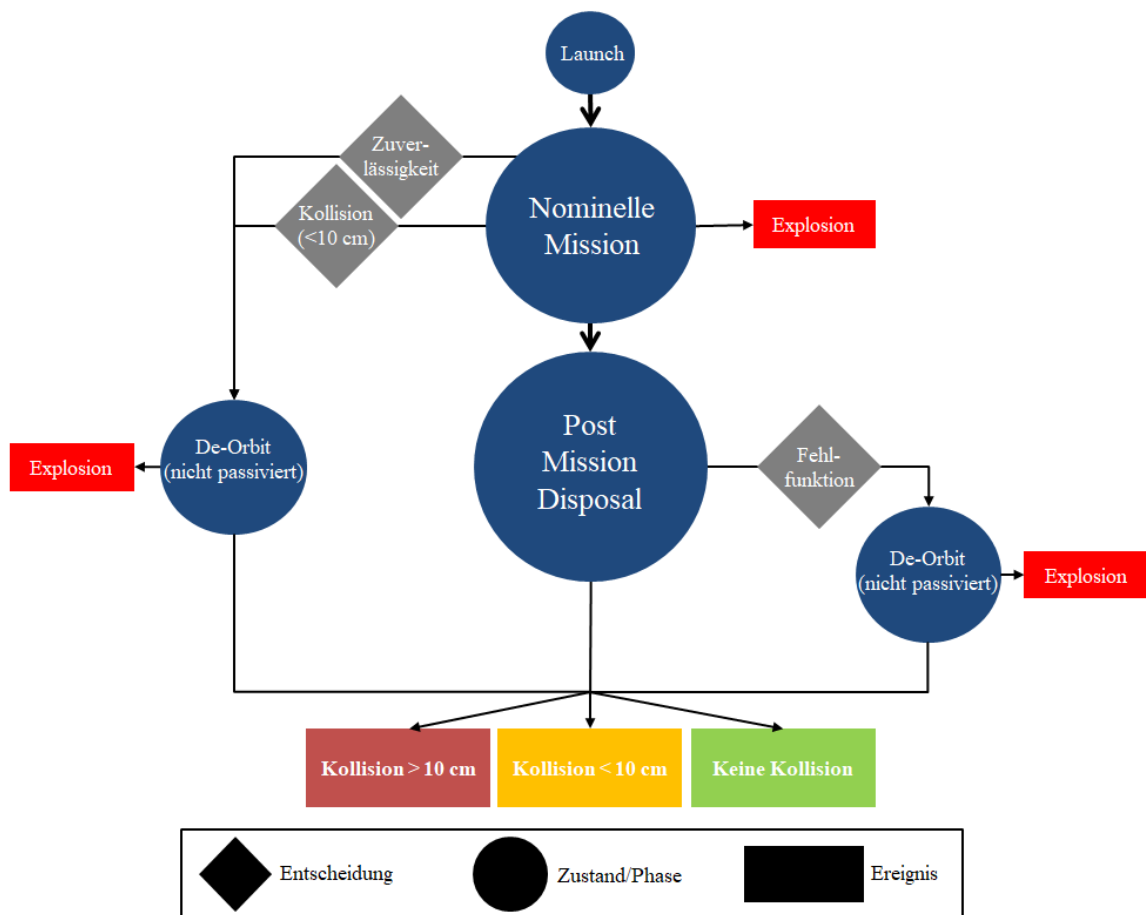


Abbildung 56: Ablaufdiagramm für die alternative EOL-Strategie

Dieses Diagramm ermöglicht es, die Baumdiagramme für alle drei PMD-Varianten mit den einzelnen Wahrscheinlichkeiten für jeden der möglich Pfade und Ereignisse abzuleiten. Es wird deutlich, dass in der alternativen EOL-Strategie das Explosionsrisiko permanent gegenwärtig ist, da sich der Satellit zu keinem Zeitpunkt in einem passivierten Zustand befindet.

Wie bereits in 6.4 erwähnt, wird im Folgenden anstelle des einjährigen PMD der HT2-Variante ein direkter Wiedereintritt betrachtet, da dieser eine günstigere Möglichkeit bietet, als ein circular-to-circular Transfer auf einen 1-Jahres Orbit. Dies resultiert darin, dass in den nachfolgenden Risikoanalysen bezüglich dieser Variante nur die nominelle Mission berücksichtigt werden muss. Für den PMD-Zeitraum, bzw. den Transfer werden dabei alle weiteren Risiken, aufgrund der verhältnismäßig sehr kurzen Transferdauer von weniger als drei Tagen (s. Anhang 10.4) vernachlässigt.

Das Diagramm zeigt dabei beispielhaft die Wahrscheinlichkeiten für den 25-jährigen PMD-Prozess. Die Baumdiagramme für die zwei anderen PMD-Zeiträume können den Anhängen 10.7 und 10.9 entnommen werden.

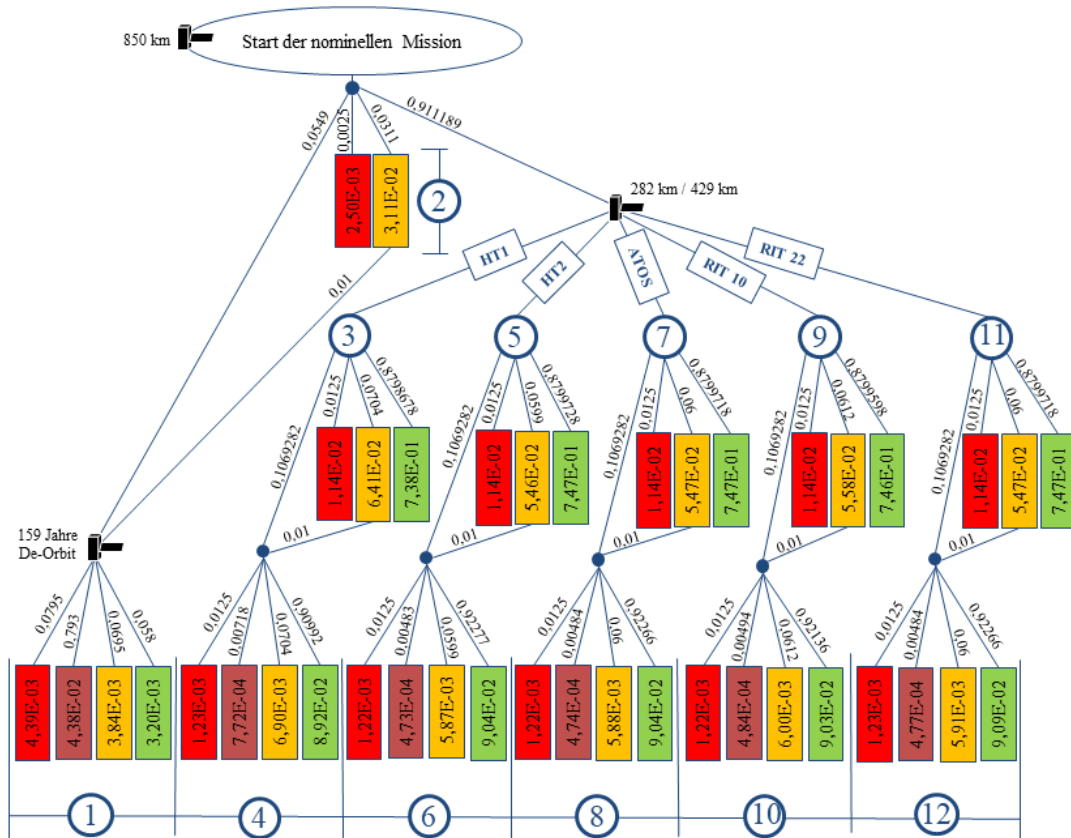


Abbildung 57: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD25

Das Baumdiagramm berücksichtigt hier alle möglichen Ereignisse, die bereits im Vorfeld erwähnt wurden. Die Wahrscheinlichkeiten in den Kästen (Knotenwahrscheinlichkeiten) beschreiben dabei immer ein Ereignis welches entweder darin besteht, dass der Satellit mit einem SD-Objekt kollidiert bzw. explodiert und somit neuen Space Debris erzeugt, oder ohne weitere Zwischenfälle wieder in die Erdatmosphäre eintritt. Wie genau die unterschiedlichen Farben der Knoten in den Diagrammen interpretiert werden müssen, wird noch hierbei noch einmal in der folgenden Tabelle erläutert.

Tabelle 60: Erläuterung der Knotenfarben

	Explosion durch einen internen Fehler im Satellitensystem
	Kollision mit einem Objekt mit einem Durchmesser von mehr als 10 cm
	Kollision mit einem Objekt mit einem Durchmesser von weniger als 10 cm
	Keine Kollision

Um die in dem Baumdiagramm dargestellten Informationen für die Auswertung übersichtlicher darzustellen und die einzelnen nummerierten Fälle zu erläutern, fasst die folgende Tabelle 61 die Daten für die 25-Jahres-Variante zusammen. Die Tabellen für die beiden anderen PMD-Varianten können den Anhängen 10.8 bzw. 10.9 entnommen werden.

Tabelle 61: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD25)

NR		Beschreibung	Wahrscheinlichkeit [%]			
	1	Der Satellit erleidet einen Kontrollverlust und gerät damit auf einen 159 Jahre andauernden De-Orbit Prozess.	0,439	0,38	4,38	0,32
	2	Die nominelle Mission verläuft ohne Kontrollverlust.	0,25	-	3,11	-
HT1	3	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	1,14	-	6,41	73,76
	4	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	0,12	7,72E-02	0,69	8,92
HT2	5	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	1,14	-	5,46	74,72
	6	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	0,12	4,73E-02	0,59	9,04
ARTUS	7	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	1,14	-	5,47	74,71
	8	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	0,12	4,74E-02	0,59	9,04
RIT 10	9	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	1,14	-	5,58	74,60
	10	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	0,12	4,84E-02	0,60	9,03
RIT 22	11	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	1,14	-	5,47	74,66
	12	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	0,12	4,77E-02	0,59	9,09

Wie bereits im vorherigen Kapitel fassen nun die Tabellen 62 bis 67 für alle Transfervarianten, sowohl hinsichtlich der verschiedenen PMD-Zeiträume als auch der unterschiedlichen Antriebe für bestimmte Ereignisse oder Kombinationen von Ereignissen die Wahrscheinlichkeiten zusammen. Auf welche Fälle sich die einzelnen Tabellen dabei beziehen, kann hier Tabelle 26 aus Kapitel 5.10 entnommen werden. Es muss dabei lediglich beachtet werden, dass nicht Spalte 1 bis 6, sondern Tabelle 62 bis 67 betrachtet werden müssen.

Tabelle 62: Wahrscheinlichkeiten - keine Komplikationen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	73,76	81,66	88,23
HT2	74,72	82,20	91,12*
ARTUS	74,71	82,18	88,28
RIT 10	74,60	82,04	88,09
RIT 22	74,66	82,17	88,28

Tabelle 63: Wahrscheinlichkeiten – unkritische Kollisionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	14,59	10,15	7,62
HT2	13,53	9,59	7,49*
ARTUS	13,54	9,61	7,57
RIT 10	13,66	9,75	7,75
RIT 22	13,55	9,60	7,56

Tabelle 64: Wahrscheinlichkeiten – Zerstörungsfreier Wiedereintritt

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	92,90	93,73	94,18
HT2	92,92	93,73	94,23*
ARTUS	92,92	93,74	94,18
RIT 10	92,92	93,74	94,17
RIT 22	92,92	93,74	94,18

Tabelle 65: Wahrscheinlichkeiten – kritische Kollisionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	0,46	0,40	0,38
HT2	0,43	0,40	0,38*
ARTUS	0,43	0,38	0,38
RIT 10	0,43	0,39	0,38
RIT 22	0,43	0,38	0,38

Tabelle 66: Wahrscheinlichkeiten – Explosionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	1,951	1,177	0,736
HT2	1,950	1,177	0,689*
ARTUS	1,950	1,177	0,736
RIT 10	1,950	1,177	0,736
RIT 22	1,951	1,177	0,736

Tabelle 67: Wahrscheinlichkeiten – Zerstörung

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	2,411	1,578	1,120
HT2	2,381	1,575	1,073*
ARTUS	2,382	1,562	1,120
RIT 10	2,383	1,563	1,120
RIT 22	2,382	1,562	1,120

In Tabelle 62 ist zu erkennen, dass die Wahrscheinlichkeit einer erfolgreichen Mission, ohne jegliche Erzeugung von Space Debris, mit abnehmender PMD-Dauer deutlich ansteigt. Die Unterschiede zwischen den Antriebsvarianten sind hierbei jedoch verhältnismäßig gering. Bezieht man nun die Ereignisse mit ein, bei denen der Satellit mit kleineren SD-Objekten kollidiert (< 10 cm), so sieht man, dass die Unterschiede zwischen den PMD-Varianten hinsichtlich der PMD-Dauer, deutlich geringer werden. Begründet werden kann diese Beobachtung damit, dass in diesen Kollisionswahrscheinlichkeiten auch der Fall mitbetrachtet wurde, bei dem der Satellit während des PMDs einen Kontrollverlust erleidet. Wird die PMD-Dauer geringer, so steigt die Wahrscheinlichkeit an, dass der Satellit ohne Komplikationen den Wiedereintritt erreicht. Gleichzeitig sinkt jedoch auch die Wahrscheinlichkeit, dass dieser den Wiedereintritt ohne (weitere) Kollision erreicht, sobald er einen Kontrollverlust während des PMDs erleidet. Da diese Wahrscheinlichkeitswerte hierbei beide berücksichtigt werden und sich genau gegensätzlich und um einen ähnlichen Betrag ändern, bleibt die Gesamtwahrscheinlichkeit für alle drei PMD-Varianten annähernd gleich.

Die in Tabelle 67 dargestellte Wahrscheinlichkeit einer Zerstörung des Satelliten hingegen, sinkt mit abnehmender PMD-Dauer deutlich ab, da der Anteil der gesamten Zerstörungswahrscheinlichkeit, der sich auf den Zeitraum nach der nominellen Mission bezieht, immer geringer wird. Während hier die Wahrscheinlichkeit einer kritischen Kollision nur sehr gering über die Veränderung der PMD-Dauer

* Direkter Wiedereintritt

variiert, verringert sich die Explosionswahrscheinlichkeit aus Tabelle 66 im Vergleich dazu deutlich stärker. Dies ist darin begründet, dass der Fall einer Explosion zu jedem Zeitpunkt sowohl während der nominellen Mission als auch des anschließenden PMDs eintreten kann, da der Satellit nicht passiviert wird. Eine kritische Kollision hingegen ist für den wahrscheinlichsten Fall einer normal verlaufenden nominellen Mission und eines entsprechenden PMDs ausgeschlossen. Dieses Risiko besteht nur für den verhältnismäßig unwahrscheinlichen Fall eines Kontrollverlusts während der nominellen Mission oder des PMDs, wobei nur letzteres durch die PMD-Dauer verringert werden kann. Da dieser Anteil somit sehr klein ist, ist auch der Unterschied zwischen den einzelnen PMD-Zeiträumen sehr gering.

Im Folgenden sollen nun die Ergebnisse der klassischen EOL-Strategie mit den hier ermittelten Werten verglichen werden. Zu diesem Zweck soll bestimmt werden, um wie viel Prozentpunkte sich die Wahrscheinlichkeiten für die einzelnen Ereignisse durch die in der alternativen EOL-Strategie betrachteten Manövriervarianten verbessern oder verschlechtern.

Tabelle 68: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - keine
Komplikationen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	-10,13	-2,23	+4,34
HT2	-10,34	-2,86	+6,06*
ARTUS	-10,34	-2,87	+3,23
RIT 10	-10,33	-2,89	+3,16
RIT 22	-10,39	-2,88	+3,23

Tabelle 69: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen -
Zerstörungsfreier Wiedereintritt

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	-0,59	-0,24	+0,70
HT2	-0,78	-0,03	+0,53*
ARTUS	-0,78	-0,04	+0,48
RIT 10	-0,77	-0,05	+0,49
RIT 22	-0,78	-0,04	+0,48

Die Werte in Tabelle 68 zeigen, dass die Wahrscheinlichkeiten für den Fall, dass einerseits die gesamte Mission ohne Komplikationen verläuft, lediglich für das einjährige PMD einen Vorteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie bietet. Der Grund hierfür liegt in den zusätzlichen Risiken, wie beispielsweise für eine Explosion, die sich insbesondere über die längeren PMD-Zeiträume sehr negativ auf das betrachtete Szenario auswirken. Man stellt somit fest, dass die Wahrscheinlichkeit einer kritischen Kollision (>10 cm), die während des PMDs bei der klassischen EOL-Strategie aufgrund des passivierten Satelliten noch vorhanden ist, ein geringeres Gefahrenpotential bietet, als die möglichen Ursachen einer Explosion.

Andererseits ist zu erwähnen, dass in den Wahrscheinlichkeitswerten hinsichtlich der hier betrachteten EOL-Strategie die Fälle (4), (6), (8), (10) und (12), bei denen der Satellit trotz eines Kontrollverlustes ohne eine (weitere) Kollision den Wiedereintritt erreicht, nicht miteinbezogen wurden. Die Situation der Kontrolllosigkeit entspricht jedoch gerade der PMD-Bedingung in der klassischen EOL-Strategie. Da hierbei jedoch nur die Zweige miteinbezogen werden sollten, bei denen keine Komplikationen auftreten, fällt dieser Teil aus der hier durchgeführten Betrachtung heraus.

Bezieht man nun die Ereignisse mit ein, bei denen der Satellit zwar mit kleineren Objekten kollidiert, er dennoch innerhalb der geforderten 25 Jahre in die Erdatmosphäre wieder eintritt (Tabelle 69), sieht man, dass sich ebenfalls erst bei einjährigen PMD-Variante vorteilhafte Bedingungen hinsichtlich des Risikos einstellen. Die positiven Differenzen sind hierbei jedoch deutlich geringer als in der vorherigen Betrachtung. Dies hängt, wie zuvor schon erläutert, mit der Zunahme der Wahrscheinlichkeit bezüglich eines komplikationslosen Wiedereintritts und der gleichzeitigen Abnahme der Wahrscheinlichkeit für einen kollisionsfreien Wiedereintritt im Falle eines Kontrollverlustes während des PMDs bei geringer werdender PMD-Dauer zusammen.

* Direkter Wiedereintritt

Als nächstes sollen die Kollisionswahrscheinlichkeiten hinsichtlich kritischer, unkritischer Kollisionen, das Explosionsrisiko, sowie Kombination von letzterem mit kritischen Kollisionen, also dem allgemeinen Zerstörungsrisiko der EOL-Strategien, verglichen werden. Hierzu zeigen die Tabellen 70 bis 73 die entsprechenden Wahrscheinlichkeitsdifferenzen. Dabei ist zu beachten, dass die **negativen** Vorzeichen in diesem Fall **positiv** bezüglich der alternativen EOL-Strategie zu bewerten sind, da das **Risiko** des jeweiligen **negativen** Ereignisses **geringer** ist als bei der klassischen EOL-Strategie. Für eine bessere Nachvollziehbarkeit sind auch hier die für die alternative EOL-Strategie **positiven** Ergebnisse **grün** eingefärbt, die **negativen** entsprechend **rot**.

Tabelle 70: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - unkritische Kollisionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+0,63	-3,81	-6,35
HT2	+0,52	-3,43	-5,52*
ARTUS	+0,52	-3,41	-5,45
RIT 10	+0,53	-3,38	-5,38
RIT 22	+0,53	-3,42	-5,46

Tabelle 71: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - kritische Kollisionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	-0,58	-0,64	-0,66
HT2	-0,40	-0,43	-0,45*
ARTUS	-0,40	-0,45	-0,45
RIT 10	-0,41	-0,45	-0,46
RIT 22	-0,40	-0,45	-0,45

Tabelle 72: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen – Explosionen

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+1,23	+0,46	+0,02
HT2	+1,23	+0,46	-0,03*
ARTUS	+1,23	+0,46	+0,02
RIT 10	+1,23	+0,46	+0,02
RIT 22	+1,23	+0,46	+0,02

Tabelle 73: Wahrscheinlichkeitsdifferenzen - Zerstörung

Antrieb	Wahrscheinlichkeit [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+0,65	-0,18	-0,64
HT2	+0,83	+0,03	-0,48*
ARTUS	+0,83	+0,01	-0,43
RIT 10	+0,82	+0,00	-0,44
RIT 22	+0,83	+0,01	-0,43

Die Tabellen machen deutlich, dass die alternative EOL-Strategie einen Vorteil bezüglich der Wahrscheinlichkeit von kritischen Kollisionen aufweist, gleichzeitig jedoch nachteilig hinsichtlich der Explosionsrisiken ist. Diesbezüglich sind insbesondere die Unterschiede bei dem Risiko für kritische Kollisionen sehr gering, sowohl generell im Bezug zur klassischen EOL-Strategie, als auch zwischen den einzelnen PMD-Zeiträumen. Der Grund hierfür ist, dass der Hauptanteil dieses Kollisionsrisikos durch den Zweig des Kontrollverlusts während der nominellen Mission entsteht, der somit unabhängig von den PMD-Varianten und zudem nur sehr gering von der EOL-Strategie abhängt. Da sich Differenzen fast alle im Bereich um -0,4% bis -0,5% bewegen, lässt sich damit erklären, dass die kritische Kollisionswahrscheinlichkeit in der klassischen EOL-Strategie für jede Variante immer etwa genau um diesen Wert größer ist, als in der alternativen EOL-Strategie.

Betrachtet man die anderen Ereignisse, wie beispielsweise die unkritischen Kollisionen, so sieht man, dass die Risiken bei der alternativen EOL-Strategie mit abnehmender PMD-Dauer deutlich geringer werden. Dieser Umstand ist hinsichtlich der unkritischen Kollisionen deshalb so stark ausgeprägt, da die unkritischen Kollisionen sich ausschließlich über eine Verringerung der PMD-Dauer beeinflussen lassen. Darüber hinaus besteht in der klassischen EOL-Strategie eine zusätzliche Gefahr für einen Kontrollverlust während der nominellen Mission (Passivierungskomponente), der die Differenzen

* Direkter Wiedereintritt

zusätzlich vergrößert. Dass die HT1-Variante hierbei durch die größten Differenzwerte heraussticht, liegt hierbei nur daran, dass in der klassischen EOL-Strategie die HT1-Variante ein um den entsprechenden Wert größeres Risiko aufweist. In Wirklichkeit ergeben sich für diese Variante leicht höhere Werte für die Kollisionswahrscheinlichkeiten (s. Tabelle 65).

Bezüglich der Explosionsrisiken ist zu erwähnen, dass die in Tabelle 72 aufgeführten Wahrscheinlichkeiten einen Vorteil der klassischen EOL-Strategie deutlich machen, wobei dieser mit für eine PMD-Dauer von einem Jahr fast gänzlich verschwindet. Der Grund für das höhere Explosionsrisiko liegt darin, dass dieses bei der alternativen EOL-Strategie während des gesamten PMDs bestehen bleibt. Die Explosionswahrscheinlichkeiten während des PMDs ergeben sich dabei für das PMD25 zu ca. 1,14%, für das PMD10 zu 0,49% und für das PMD1 zu 0,047%. Diese lassen sich dabei über die Addition der Explosionswahrscheinlichkeiten für ein erfolgreiches PMD (Zweig 3, 5, 7, 9, 11) und für den Fall des Kontrollverlusts während des PMDs (Zweig 4, 6, 8, 10, 12) bestimmen. Die gleiche Situation in der klassischen EOL-Strategie kann dort eintreten, wenn der Satellit durch einen Fehler der Passivierungskomponente nach Erreichen des PMD-Orbits nicht passiviert, wobei die Wahrscheinlichkeit, dass diese Situation eintritt, nur bei $9 \cdot 10^{-4} \%$ liegt.

Eine Ausnahme bietet hierbei nur der direkte Wiedereintritt, der für die HT2-Variante bezüglich des einjährigen PMDs betrachtet wurde, da die Explosionsgefahr nach der nominellen Mission verschwindet, wenn der Satellit innerhalb sehr kurzer Zeit den Wiedereintritt vollzieht. Das Explosionsrisiko während des knapp drei Tage andauernden Transfers wurde hierbei nicht berücksichtigt.

Unter den beschriebenen Voraussetzungen zeigt sich deutlich der Vorteil des Ansatzes der alternativen EOL-Strategie hinsichtlich der Kollisionsgefahren, unabhängig von der Größe der Objekte, und somit der Vorbeugung der Erzeugung von neuem Space Debris. Durch die Kontrolle des Satelliten auch während der PMD-Phase, können insbesondere kritische Kollisionen mit großer Wahrscheinlichkeit verhindert werden.

In den folgenden Abschnitten muss nun ermittelt werden, welchen System Impact die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie für das Satellitensystem verursacht.

6.6 System Impact

Genau wie bereits für die klassische EOL-Strategie, wird im Folgenden nun ermittelt, wie stark sich die einzelnen PMD-Varianten unter Berücksichtigung der unterschiedlichen Antriebe auf das Satellitensystem auswirken. Hierfür wird betrachtet, welche Hardware notwendig ist, um ausreichende Bedingungen für die im Zuge der alternativen EOL-Strategie durchzuführenden Manöver gewährleisten zu können. Für das Antriebs- und das Powersubsystem soll dabei bestimmt werden, welcher Massenzuwachs sich durch die entsprechenden Änderungen der Komponenten ergeben würde. Des Weiteren wird anschließend bezüglich der Akkommodation ermittelt, wie der Bauraum in Satelliteninneren und der Stauraum innerhalb der Trägerrakete beeinflusst werden.

6.6.1 Antriebssystem

Da die nominelle Mission durch eine Änderung der EOL-Strategie unangetastet bleibt, werden für die Auswahl der Tanks die gleichen Grundtreibstoffmassen zugrunde gelegt, wie sie bereits in Abschnitt 5.11.1 ermittelt wurden. Im Falle der alternativen EOL-Strategie muss nun zusätzlich zwischen den

Transfers mit den dafür verwendeten Antriebssystemen zu den verschiedenen PMD-Orbits bezüglich der drei PMD-Zeiträume 25 Jahre, 10 Jahre und ein Jahr unterschieden werden. Darüber hinaus wird bei dieser Analyse auch die Treibstoffmenge für die CA-Manöver miteinbezogen, die während PMD-Phase bis zum Wiedereintritt des Satelliten notwendig ist. Den Tabellen 50 bis 55 aus 6.4 kann dabei entnommen werden, welche Treibstoffmasse diesbezüglich für jede PMD-Variante zu berücksichtigen ist.

Unter Voraussetzung des Airbus Safran 20N Antriebs wurde im Kapitel 5.11.1 bereits eine Gesamttreibstoffmasse von 56 kg für den Zeitraum der nominellen Mission und den anschließenden Transfer zu dem entsprechenden PMD-Orbit ermittelt. Für die alternative EOL-Strategie kann dieser Wert ebenfalls als Grundtreibstoffmasse zugrunde gelegt werden. Tabelle 74 zeigt die Treibstoffmassen, die für die HT1-Manöver in den folgenden Berechnungen zugrunde gelegt werden müssen, wobei die Treibstoffmasse für die CA-Manöver bereits miteinbezogen wurde.

Tabelle 74: Gesamttreibstoffmassen (HT1)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]
25	568	40
10	479	52
1	284	81

Für die Auswahl der Tanks wird hierfür ebenfalls auf die Angebote der Airbus Safran Launchers GmbH und der Firma ATK Space Systems Inc. zurückgegriffen, wobei für den Monopropellant Antrieb PMD Tanks und Membran Tanks als kompatible Tankvarianten in Betracht gezogen werden. Aus der Grundtreibstoffmasse und der Treibstoffmasse ergibt sich somit die Gesamttreibstoffmasse, anhand dieser die Tankauswahl erfolgen kann. Für den 25-jährigen De-Orbit Prozess ergibt sich somit eine Gesamttreibstoffmasse von **96 kg**, für den 10-jährigen De-Orbit Prozess **108 kg** und für das einjährige PMD **137 kg**.

Tabelle 75 zeigt die für diese Hydrazin Mengen ermittelten Tankvarianten. Wie bereits in Kapitel 5.11.1 erwähnt, kann die Masse von Hydrazin aufgrund der Dichte von 1 [g/cm³] direkt in Liter übernommen werden.

Tabelle 75: Tankauswahl für die HT1-Variante [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Masse [kg]
PMD25			
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80450)	119/113,4	13,2
	PMD (80387)	126,2/99,8	9,1
PMD10			
Airbus Safran	= PMD25		
Orbital ATK	= PMD25		
	PMD (80375)	161,2/114,8	8,6
PMD1			
Airbus Safran	-	-	-
Orbital ATK	Membran (80297)	186,1/141,8	19,5
	PMD (80334)	175,1/152	12,9

Wie der Tabelle zu entnehmen ist, wird aufgrund des verhältnismäßig geringen PMD-Orbits für den einjährigen PMD-Prozess von ca. 284 km eine verhältnismäßig große Treibstoffmenge benötigt. Airbus Safran Launchers bietet für Hydrazin jedoch nur Tanks bis zu einem Treibstoffvolumen von maximal 132 Litern an, sodass in diesem Fall nur auf die Membran und PMD Tanks von Orbital ATK zurückgegriffen werden kann.

Als nächstes soll nun der PMD-Prozess mit dem Monopropellant Antrieb für einen circular-to-circular Transfer (HT2) betrachtet werden, wofür Tabelle 76 die sich ergebenden Treibstoffmassen für den jeweiligen PMD-Orbit zeigt. Es werden hierbei die gleichen Grundtreibstoffmassen vorausgesetzt, wie für den HT1. Wie in 6.4 beschrieben, wird für den HT2-Transfer bezüglich des einjährigen PMDs an dieser Stelle ein direkter Wiedereintritt mit dem Airbus Safran 20N Triebwerk betrachtet.

Tabelle 76: Gesamttreibstoffmassen (HT2)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]	Gesamttreibstoffmasse [kg]
25	681	49	105
10	613	67	123
1	60	118	174

Betrachtet man die nutzbaren Volumina der Tanks aus Tabelle 75, so sieht man, dass die für den HT1-Transfer verwendbaren Tanks durch den größeren Treibstoffmassenbedarf des HT2-Transfers bereits schon im Falle des 25-jährigen PMD-Prozesses nur teilweise ausreichend sind. Es muss somit eine fast gänzlich andere Tankauswahl mit größeren Tankvolumina getroffen werden.

Tabelle 77: Tankauswahl für die HT2-Variante [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Masse [kg]
PMD25			
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80450)	119/113,4	13,2
	PMD (80375)	161,5/114,8	8,6
PMD10			
Airbus Safran	= PMD25		
Orbital ATK	Membran (80505)	139,7/133,8	16
	PMD (80334)	175,1/152	12,9
Direkter Wiedereintritt			
Airbus Safran	-	-	-
Orbital ATK	Membran (80514)	315,6/245,9	28,1
	PMD (80433)	199,2/189,2	9,1

Im Folgenden soll auch hier der System Impact für die elektrischen Antriebe ermittelt werden, wobei der ARTUS Arcjet ebenfalls sowohl als Primär- als auch Sekundärtrieb betrachtet werden soll. Zusammen mit der Grundtreibstoffmasse aus Tabelle 28 von 29 kg ergeben sich für den ARTUS als Primärtrieb die folgenden Gesamttreibstoffmassen:

Tabelle 78: Gesamttreibstoffmassen (ARTUS Prim.)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]	Gesamttreibstoffmasse [kg]
25	681	24	53
10	613	33	62
1	4230	60	89

Hierfür bieten sich die folgenden Tankvarianten an:

Tabelle 79: Tankauswahl für die ARTUS-Variante als Primär Antrieb [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Masse [kg]
PMD25			
Airbus Safran	ST (Model OST 31/0)	104/78	6,4
Orbital ATK	Membran (80273)	74,9/55,2	12,2
	PMD (80353)	58,6/58,6	3,9
PMD10			
Airbus Safran	= PMD25		
Orbital ATK	Membran (80259)	91,1/68,3	6,4
	PMD (80364)	91,5/68	5,7
PMD1			
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80450)	119/113,4	13,2
	PMD (80387)	126,2/99,8	9,1

Hinsichtlich des ARTUS Arcjets soll auch hier der Fall betrachtet werden, in dem dieser als Sekundärtrieb vorgesehen ist, der eigens für das PMD-Manöver nach Abschluss der nominellen Mission genutzt wird. Da dieser, wie auch der Primärtrieb, mit Hydrazin betrieben wird, muss somit kein zusätzlicher Tank vorgesehen werden. Mit der Grundtreibstoffmasse für den Monopropellant Antrieb von 56 kg und dem jeweiligen Treibstoffbedarf für die Manöver ergeben folgende Gesamttreibstoffmassen.

Tabelle 80: Gesamttreibstoffmassen (ARTUS Sek.)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]	Gesamttreibstoffmasse [kg]
25	681	24	80
10	613	32	88
1	430	57	113

Tabelle 81 fasst hierfür die nutzbaren Tanks für die betrachtete Monopropellant Antriebskombination von Airbus Safran 20N und dem ARTUS Arcjet zusammen.

Tabelle 81: Tankauswahl für die ARTUS-Variante als Sekundärtrieb [30] [51]

Anbieter	Tank (Bez.)	Vol. (geom./nutzbar) [l]	Masse [kg]
PMD25			
Airbus Safran	ST (Model OST 31/1)	177/132	15
Orbital ATK	Membran (80583)	104,1/83	8,3
	PMD (80387)	126,2/99,8	9,1
PMD10			
Airbus Safran	= PMD25		
Orbital ATK	Membran (80323)	119/113,4	14,3
	= PMD25		
PMD1			
Airbus Safran	= PMD25		
Orbital ATK	= PMD10		
	PMD (80375)	161,5/114,8	8,6

Zuletzt müssen noch die Ionentriebwerke RIT 10 und RIT 22 betrachtet werden. Wie bereits in Kapitel 5.11.1 werden auch hier anhand der Betriebsdrücke und des sich dadurch ergebenden Xenonvolumens die kompatiblen Tanks identifiziert. Die Tabellen 82 und 83 zeigen die benötigten Treibstoffmassen für die drei PMD-Manöver und die sich somit, unter Berücksichtigung der in Tabelle 28 angegebenen Grundtreibstoffmassen ergebenden Gesamttreibstoffmassen.

Tabelle 82: Gesamttreibstoffmassen (RIT 10)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]	Gesamttreibstoffmasse [kg]
25	681	4	8
10	613	5	9
1	430	9	13

Tabelle 83: Gesamttreibstoffmassen (RIT 22)

PMD-Dauer [yr]	Orbithöhe [km]	Treibstoffmasse [kg]	Gesamttreibstoffmasse [kg]
25	681	3	6
10	613	4	7
1	430	6	9

Auf Basis dieser Werte kann im Folgenden die Auswahl der Tanks erfolgen, wobei sich auch hier auf die Titan Tanks der Firma ATK Space Systems Inc. beschränkt werden kann, da das Angebot bezüglich der COPV Tanks nur für Volumina von 30 Liter aufwärts existiert.

Tabelle 84: Tankauswahl für die RIT 10 Variante [51]

PMD	Tank (Bez.)	Betriebsdruck [bar]	Tank-/Treibstoffvol. [l]	Masse [kg]
25	Titan (80345)	310	6,6/3,8	3,4
10	= PMD25		6,6/4,4	= PMD25
1	= PMD25		6,6/6,3	= PMD25

Tabelle 85: Tankauswahl für die RIT 22 Variante [51]

PMD	Tank (Bez.)	Betriebsdruck [bar]	Tank-/Treibstoffvol. [l]	Masse [kg]
25	Titan (80499)	248	3,7/3,1	1,5
10	= PMD25		3,7/3,7	= PMD25
1	Titan (80345)	310	6,6/4,4	3,4

Abschließend sollen nun die ermittelten Werte für die einzelnen Massen zusammengefasst werden. Hierbei werden für die Antriebe die gleichen Zusatzmassen innerhalb der Triebwerksmasse berücksichtigt, wie bereits in Kapitel 5.11.1.

Tabelle 86: Zusammenfassung der Antriebssystemmassen

Antrieb	PMD	Masse [kg]			
		Tankmasse	Gesamttreibstoffmasse	Triebwerksmasse	Gesamtmasse
Monoprop. (HT1)	25	15	94	0,65 (+3)	113
		13,2			111
		9,1			107
	10	15	108		127
		13,2			125
		8,6			121
	1	19,5	137		161
		12,9			154
					122
Monoprop. (HT2)	25	15	103		120
		13,2			116
		8,6			142
	10	15	123		143
		16			140
		12,9			206
	1*	28,1	174		187
		9,1			66
					72
ARTUS (Prim.)	25	6,4	52	0,4 (+4+3)	64
		12,2			76
		3,9			76
	10	6,4	62		76
		6,4			112
		5,7			110
	1	15	89		106
		13,2			
		9,1			

* Direkter Wiedereintritt

ARTUS (Sek.)	25	15	79	0,4+0,65 (+4+3+3)	106
		8,3			99
		9,1			100
	10	15	88		115
		14,3			114
		9,1			109
	1	15	113		140
		14,3			139
		8,6			133
RIT 10	25	3,4	8	1,2 (+8+4,5)	26
	10		9		27
	1		13		31
RIT 22	25	1,5	6	7 (+20+4,5)	39
	10	1,5	7		40
	1	3,4	9		44

6.6.2 Power

In Kapitel 5.11.2 wurde bereits untersucht, in welchem Maße die Anforderungen an das Leistungsbudget durch eine Änderung des Antriebssystems beeinflusst werden. Im Zuge der alternativen EOL-Strategie muss nun zusätzlich analysiert werden, welche Auswirkungen eine Verlängerung der Betriebsdauer des Satelliten um 25 Jahre, 10 Jahre und ein Jahr unter Betrachtung der verschiedenen Antriebssysteme hat.

Hierzu wird auf Basis der zuvor ermittelten Degradationsrate bestimmt, welche BOL-Leistung für die in der alternativen EOL-Strategie betrachteten Fälle notwendig ist und welchen Einfluss dies auf die Dimensionen der Solarpanele hat. Hierbei ist anzumerken, dass die Degradationsrate in der Realität von der Orbithöhe und den damit variierenden Strahlungsbedingungen abhängt, weshalb diese idealerweise für jeden PMD-Orbit angepasst werden müsste. Da die Bestimmung der Degradationsrate jedoch verhältnismäßig komplex ist, wird für die hier durchgeführten Berechnungen der in Kapitel 5.11.2 bestimmte Wert von **3,85% pro Jahr** für alle Höhenbereiche als konstant angenommen. Die Partikelbelastung und somit auch die Degradationsrate nehmen mit geringer werdender Orbithöhe ab, sodass die Festlegung dieses Wertes bezüglich des 850 km Orbits mit der worst-case Philosophie einhergeht.

Bei der Berechnung des Powerbudgets kann außerdem berücksichtigt werden, dass die Leistung für die Antriebe nicht die gesamte Zeit über zur Verfügung stehen muss. Der hier als Referenz betrachtete Sentinel-2 Satellit besitzt eine Batterie mit einer Kapazität von 102 Ah mit einer Masse von 51 kg, wobei diese immer nur zu einem bestimmten Anteil ($DOC = 76,6\%$) entladen werden darf [26]. Dieser Anteil ($DOD = 23,4\%$) entspricht dabei der maximalen elektrischen Arbeit, die der Antrieb und die sonstigen Subsysteme während der Schattenphase benötigen können. Die benötigte elektrische Arbeit des Antriebs verringert sich ggf. jedoch für den Zeitraum nach der nominellen Mission aufgrund der ausschließlichen Durchführung von CA-Manövern. Um nun die tatsächlichen Anforderungen durch die elektrischen Antriebe zu ermitteln, können sowohl die in der klassischen EOL-Strategie zugrunde gelegten Werte für die Leistungsangaben der Antriebe bzw. der PPUs aus Tabelle 38 als die ermittelten Werte für die Orbitperiode ($T_{Orbit} = 1,7\text{ h}$) und die Dauer der Schattenphase ($T_{Schatten} = 0,59\text{ h}$) verwendet werden. Hierbei ist zu erwähnen, dass sich diese Werte während des PMD-Prozesses aufgrund der geringer werden Orbithöhe ändern. Da die Orbitperiode in niedrigeren Höhen

jedoch kleiner wird und sich somit auch die Dauer der Schattenphase verkürzt, ergeben sich die ungünstigsten Bedingungen für das Powersystem auf Höhe des Missionsorbits. Aus diesem Grund werden die Werte, die sich auf niedrigeren Orbits ergeben, nicht berücksichtigt.

Die folgende Tabelle zeigt nun, wie lange jedes der betrachteten elektrischen Triebwerke benötigt, um die Δv -Werte aus den Tabellen 51, 53 und 55 und den bereits zuvor bestimmten Δv -Bedarf für die CA-Manöver von 0,057 [m/s] zu erzeugen. Hierfür müssen die Beschleunigungen betrachtet werden, die sich mit Formel (9) bestimmten lassen. Die Brenndauer und somit die Transferzeit für die Erzeugung des jeweiligen Δv -Wertes lässt sich dann anschließend mit Formel (8) abschätzen.

Tabelle 87: Brenndauern für die Transfer- und CA-Manöver

Antrieb	Beschleunigung [m/s ²]	Brenndauer [h]			
		PMD 25	PMD 10	PMD 1	CA-Manöver
ARTUS	1,05E-04	234,26	330,85	676,90	0,16
RIT 10	9,09E-06	2705,97	3821,66	7819,03	1,80
RIT 22	1,36E-04	180,86	255,43	522,61	0,12

Da die Batterie so ausgelegt werden muss, dass diese die gesamte Leistungsversorgung während der Schattenphase (0,59 h) für den gesamten PMD Prozess übernehmen kann, ist diese der ausschlaggebende Faktor bei der Dimensionierung der Batterie. Wie die Tabelle 87 zeigt, sind bei den beiden Antriebsvarianten ARTUS und RIT 22 die Brenndauer für die CA-Manöver kürzer als die Schattenphase, weshalb die Solarpanele für die beiden Fälle so ausgelegt werden können, dass sie, nachdem das PMD-Manöver durchgeführt wurde, die Batterie nicht mehr zwangsläufig vollständig laden müssen. Es wird dabei auch deutlich, dass für den RIT10-Antrieb die Durchführung von Short-term Manövern (s. Abschnitt 3.9) aufgrund der sehr geringen Beschleunigung nicht möglich ist. Da das CA-Manöver hier länger als eine ganze Orbitperiode (1,7 Stunden) dauert, könnten hier in der Praxis nur Long-term Manöver durchgeführt werden.

Bis zu welchen Anteil die Batterie hingegen für die beiden anderen Antriebsvarianten zum Zeitpunkt des End-of-Life während der Sonnenphase dabei noch geladen werden muss, kann dabei über die benötigte elektrische Arbeit der Antriebe für ein CA-Manöver ermittelt werden. Es ergibt sich somit für den ARTUS Antrieb ein Wert für die elektrische Arbeit von **140 Wh** und für den RIT 22 Antrieb zu **600 Wh**. Das bedeutet, dass die Batterie zum Zeitpunkt des EOL bezüglich der sich ergebenden Gesamtkapazität nur noch bis zu **93%** ($\hat{=}$ 166 Ah) für den ARTUS (100% $\hat{=}$ 179 Ah) und bis zu **85%** ($\hat{=}$ 469 Ah) für den RIT 22 Antrieb (100% = 553 Ah) geladen werden muss, um zu gewährleisten, dass die Leistungsversorgung für die Durchführung von CA-Manövern zu jedem Zeitpunkt ausreicht. Diese Werte können im Folgenden für die beiden Antriebsvarianten als Grundlage für die Bestimmung der EOL-Leistung angenommen werden, unter der Voraussetzung, dass mit der entsprechenden BOL-Leistung dennoch eine ausreichende Leistung (vgl. EOL-Leistung aus Tabelle 39) am Ende der nominellen Mission zur Verfügung steht. Es muss zudem beachtet werden, dass die Gesamtkapazität der Batterie hierbei für die maximal mögliche Leistung ausgelegt werden muss, die während des Satellitenbetriebs auftreten kann, wobei hier die Werte aus Kapitel 5.11.2 übernommen werden können. Lediglich die Größe der Solarpanele kann durch die am EOL ausreichende Teilladung der Batterie reduziert werden.

Tabelle 88: Benötigte Batteriekapazitäten

Antrieb	Batteriekapazität [Ah]
Airbus Safran 20N	102
ARTUS	179
RIT 10	138
RIT 22	553

Als nächstes kann nun die benötigte Leistung der Solarpanele bestimmt werden. Hierbei muss zwischen den einzelnen PMD-Varianten unterschieden werden, da sich für jede PMD-Dauer ein anderer BOL-Wert für die Leistung der Solarpanele ergibt. Für die HT1-, HT2- und RIT10-Variante können die Werte für die EOL-Leistung können auch hier von Tabelle 39 aus Kapitel 5.11.2 übernommen werden. Für die ARTUS- und die RIT22-Variante hingegen können die zuvor genannten reduzierten Werte für die Berechnung der benötigten Solarpanelleistung verwendet werden. Es muss bei der Bestimmung der BOL-Leistung beachtet werden, dass dabei, neben der PMD-Dauer noch der Zeitraum der nominellen Mission miteinbezogen werden muss. Da die Payload nach der nominellen Mission inaktiv ist, kann der Wert $P_{Payload}$ von 270 W für die Bestimmung der EOL-Leistung zuvor subtrahiert werden. Für den ARTUS und den RIT 22 ergeben sich diese Werte wie folgt am Beispiel des ARTUS gezeigt, wobei die Werte für P_{Sonne} und $W_{Schatten}$ aus Kapitel 5.11.2 übernommen werden kann. Da hier nur der reduzierte Wert für den Antrieb verwendet werden soll, muss jedoch zuvor noch von $W_{Schatten}$ der darin bereits miteingerechnete Wert für die elektrische Arbeit für den Antrieb subtrahiert werden. Der reduzierte Wert für die elektrische Arbeit des Antriebs wird hier doppelt miteinbezogen, da so auch die Leistung des Antriebs während der Sonnenphase berücksichtigt wird, die in Formel (18) in Form von $P_{Antrieb}$ berücksichtigt wurde.

$$P_{EOL} = P_{Sonne} + \frac{2 \cdot W_{Antrieb_red} + (W_{Schatten} - W_{Antrieb})}{T_{Sonne}} - P_{Payload} \quad (54)$$

$$P_{EOL} = 1129 \text{ W} + \frac{2 \cdot 140 \text{ Wh} + 668 \text{ Wh}}{1,11 \text{ h}} - 270 \text{ W} = 1730 \text{ W}$$

Tabelle 89: Werte für die EOL- und BOL-Leistung

Antrieb	EOL-Leistung* [W]	BOL-Leistung [W]		
		PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	1730	5620	3120	2190
HT2				2110 [†]
ARTUS	1730	5620	3120	2190
RIT 10	2320	7540	4190	2940
RIT 22	2550	8290	6110	4300

Durch Skalierung auf Basis des ursprünglichen Wertes für die BOL-Leistung von 2300 W kann nun ermittelt werden, welche Solarpanelfläche für die jeweilige Variante benötigt wird. Zusätzlich wird bestimmt, welche neue Solarpanelmasse aus der geänderten Fläche resultiert.

* Abzüglich der Payload-Leistung von 270 W

† Direkter Wiedereintritt

Eine Diskrepanz entsteht hier bei der einjährigen und 10-jährigen Variante bezüglich des ARTUS Antriebs und der allen drei PMD-Varianten bezüglich des RIT 22 Antriebs. Eine Reduzierung der Solarpanelfläche auf Basis der benötigten Leistung für die CA-Manöver resultiert hierbei in BOL-Leistung, durch die keinen ausreichenden Leistungswert am Ende der nominellen Mission gewährleistet werden kann. Bis diesem Zeitpunkt muss, für die ARTUS Variante von den Solarpanelen in jeder Sonnenphase mindestens **3700 W** und für die RIT 22 Variante mindesten **11440 W** erzeugt werden, damit alle Systeme betrieben werden können. Aus diesem Grund wird bezüglich der genannten Varianten der bereits für klassische EOL-Strategie ermittelte Wert von für die BOL-Leistung aus Tabelle 39 gewählt.

Es resultieren somit die folgenden Werte für die Solarpanelflächen und die entsprechenden Massen.

Tabelle 90: Resultierende Solarpanelflächen und -massen

Antrieb	Fläche [m²]			Masse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	17,4	9,7	6,9	98	55	39
HT2			6,6*			37*
ARTUS	17,4	11,5	11,5	98	65	65
RIT 10	23,3	13	9,1	132	74	52
RIT 22	35,4	35,4	35,4	200	200	200

Wie bereits im Kapitel der klassischen EOL-Strategie müssen nun noch die ermittelten Massenwerte zu einem jeweiligen Gesamtwert zusammengefasst werden, wobei die Massen für die Batterien aus Kapitel 5.11.2 übernommen werden können. Hinsichtlich der Tanks werden auch hier ebenfalls nur die leichtesten Varianten berücksichtigt. Anschließend sollen die sich so ergebenden Werte für die Gesamtmasse mit denen in der klassischen EOL-Strategie ermittelten Werte verglichen und analysiert werden. Tabelle 91 zeigt hierfür nun einerseits die Massen des Antriebssystems, Tabelle 92 entsprechend die Werte für die Massen des Powersystems und Tabelle 93 die zur Gesamtmasse zusammengefassten Werte

Tabelle 91: Zusammengefasste Werte für die Masse des Antriebssystems

Variante	Masse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	107	121	154
HT2	116	140	187*
ARTUS (P.)	64	76	106
ARTUS (S.)	99	109	133
RIT 10	26	27	31
RIT 22	39	40	44

Tabelle 92: Zusammengefasste Werte für die Masse des Powersystems

Variante	Masse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	149	106	90
HT2			88*
ARTUS (P.)	188	155	155
ARTUS (S.)	188	155	155
RIT 10	202	144	122
RIT 22	477	477	477

* Direkter Wiedereintritt

Tabelle 93: Gesamtmassen für die alternative EOL-Strategie

Variante	Gesamtmasse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	256	227	244
HT2	265	246	275*
ARTUS (Prim.)	252	231	261
ARTUS (Sek.)	287	264	288
RIT 10	228	171	153
RIT 22	516	517	521

Es zeigt sich bei den elektrischen Antriebe eine zu den Monopropellant Varianten gegensätzliche Beziehung zwischen dem Treibstoffbedarf und der PMD-Dauer. Während für einen Monopropellant Antrieb die Treibstoffmasse der Treiber der Gesamtmasse ist, die für einen Transfer zu einem niedrigeren PMD-Orbit mit einer kürzen PMD-Dauer stark ansteigt, zeichnet sich für elektrische Antriebe ein anderes Bild ab. Bei diesen zeigt sich deutlich, dass das Powersystem den Treiber der Gesamtmasse darstellt, wobei hier für eine längere PMD-Dauer die Masse deutlich ansteigt.

Als nächstes können die zuvor bestimmten Werte nun mit der, im Zuge der klassischen EOL-Strategie ermittelten Werte, verglichen werden. Hierzu wird die Differenz der Massen gebildet, wodurch direkt erkennbar ist, welchen Massenunterschied die Umsetzung einer PMD-Variante gegenüber der bisher verfolgten Methode hervorruft. Negative Werte bedeuten hierbei, dass durch die PMD-Variante der alternativen EOL-Strategie eine Verringerung der Gesamtmasse erzeugt wird, ein positiver Wert würde auf einen Anstieg in der Gesamtmasse hindeuten.

Tabelle 94: Differenz der Antriebssystemmassen

Variante	Antrieb Masse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	0	+14	+47
HT2	0	+24	+71*
ARTUS (Prim.)	0	+12	+42
ARTUS (Sek.)	0	+10	+34
RIT 10	0	+1	+5
RIT 22	0	+1	+5

Tabelle 95: Differenz der Powersystemmassen

Variante	Power Masse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+61	+18	+2
HT2	+61	+18	0*
ARTUS (Prim.)	+33	0	0
ARTUS (Sek.)	+33	0	0
RIT 10	+82	+24	+2
RIT 22	0	0	0

Es zeigt sich, dass die Gesamtmasse in jeder Variante der alternativen EOL-Strategie, die in der klassischen EOL-Strategie übersteigt. Die größten Massenzuwächse entstehen hierbei bei den elektrischen Antrieben, bei denen die Solarpanele für lange Betriebszeiträume von über 25 Jahren sehr große Dimensionen sowohl hinsichtlich der Fläche als auch der Masse annehmen. Abbildung 58 veranschaulicht die berechneten Differenzwerte der beiden Strategien.

* Direkter Wiedereintritt

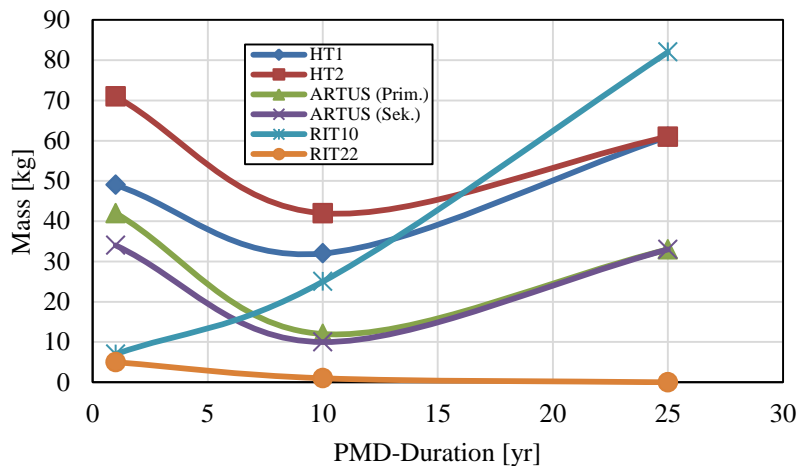


Abbildung 58: Massenänderungen für die verschiedenen PMD-Varianten

In dem Diagramm ist zu erkennen, dass die kleinsten Massenzuwächse über alle PMD-Zeiträume hinweg die RIT22-Variante bietet, die jedoch nur für rein theoretische Aspekte in die Betrachtungen mitaufgenommen wurde. Blendet man diese aus so sieht man, dass generell die kleinsten Massenzuwächse für die elektrischen Antriebe entstehen, wobei die RIT10-Variante eine Besonderheit darstellt. Dieser weist für lange PMD-Zeiträume den höchsten Massenzuwachs auf, für einen PMD-Zeitraum von einem Jahr hingegen, neben der RIT22-Variante, den niedrigsten mit nur 7 kg. Der Grund für die Besonderheit der Kurve der RIT10-Variante (kein Minimum bei 10 Jahren) ergibt sich daraus, dass aufgrund der geringen Beschleunigung des RIT 10 die Brenndauer für das Aufbringen des Δv für ein CA-Manöver (0,057 [m/s]) eine längere Zeit in Anspruch nimmt, als die Dauer der Schattenphase. Aus diesem Grund muss die Batterie bis zum Ende des PMDs immer vollständig geladen werden, sodass sich die Solarpanele mit einer Verlängerung der PMD-Dauer immer erhöhen. Bei der ARTUS- und RIT22-Variante hingegen ergibt sich aufgrund der größeren Beschleunigungswerte die Möglichkeit, die Solarpanelgröße zu reduzieren. Das Minimum bei einer PMD-Dauer von 10 Jahren (Ausnahme: RIT 10 und RIT 22) lässt sich dabei über die gegensätzlichen Anstiege der Antriebs- und Powersystemmassen erklären, wobei die größten Werte bezüglich des Antriebssystems bei einer PMD-Dauer von einem Jahr entstehen, wohingegen die Massen hinsichtlich des Powersystems ihr Maximum für das 25-jährige PMD erreichen. Für 10-jährige PMD ergeben sich bei beiden Subsystemen in etwa gleiche Werte, die in der Summe jedoch geringer sind als die Maximalwerte.

Wie bereits in Kapitel 5.11.2 ergeben sich unter Berücksichtigung aller Massen somit die folgenden Gesamtmassen für das Satellitensystem.

Tabelle 96: Gesamtmassen des Satellitensystems für alle Varianten

Variante	Satellitenmasse [kg]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	1244	1215	1232
HT2	1253	1234	1263*
ARTUS (Prim.)	1240	1219	1249
ARTUS (Sek.)	1275	1252	1276
RIT 10	1216	1159	1141
RIT 22	1504	1505	1509

* Direkter Wiedereintritt

Hier ist zu erkennen, dass insbesondere die vermeintlichen Massenvorteile der RIT22-Variante nur hinsichtlich des direkten Vergleichs der gleichen Variante in der klassischen EOL-Strategie gelten. Hinsichtlich der tatsächlichen Gesamtmasse weist diese Variante deutlich Nachteile gegenüber den anderen Varianten auf.

6.6.3 Akkommodation

Ebenso, wie bereits für die Masse in den vorherigen zwei Abschnitten, soll nun auch für die alternative EOL-Strategie ermittelt werden, welches Volumen sowohl die Tanks als auch die Solarpanele im kompakten Zustand einnehmen. Das Ziel ist es auch hier, letztendlich die korrespondierenden Varianten der klassischen und der alternativen EOL-Strategie direkt miteinander vergleichen zu können, um so zu bestimmen, welche prozentualen Unterschiede sich hinsichtlich des Volumens für die interne und die externe Akkommodation ergeben.

Zu diesem Zweck werden im ersten Schritt nun die Tankvolumina betrachtet, die sich für die einzelnen PMD-Varianten ergeben. Diese sollen auch hierbei in die Einheit [m³] umgerechnet werden.

Tabelle 97: Resultierende Volumina für die Solarpanele im Transportzustand

PMD	Variante	Geom. Volumen [l]	Geom. Volumen [m³]
25	HT1	126,2	0,127
	HT2	161,5	0,162
	ARTUS (Prim.)	58,6	0,059
	ARTUS (Sek.)	126,2	0,127
	RIT 10	6,6	0,007
	RIT 22	3,7	0,004
10	HT1	161,2	0,162
	HT2	175,1	0,176
	ARTUS (Prim.)	91,5	0,092
	ARTUS (Sek.)	91,5	0,092
	RIT 10	6,6	0,007
	RIT 22	3,7	0,004
1	HT1	175,1	0,176
	HT2*	199,1	0,200
	ARTUS (Prim.)	126,2	0,127
	ARTUS (Sek.)	161,5	0,162
	RIT 10	6,6	0,007
	RIT 22	3,4	0,004

Analog zu Kapitel 5.11.3 werden nun auch zu den ermittelten Solarpanelflächen der einzelnen PMD-Varianten aus Tabelle 90 die entsprechenden Volumina Transportzustand ermittelt. Hierbei soll die Größe der Solarpanelflächen analog zu der Vorgehensweise für die klassische EOL-Strategie so angepasst werden, dass Auslenkung im Betriebszustand der Solarpanele möglichst gering ist. Entsprechend wird so zuerst eine Vergrößerung der Elemente in y-Richtung, anschließend in z-Richtung und als letzte Möglichkeit ein zusätzliches Solarpanelement vorgesehen. Pauschal muss

* Direkter Wiedereintritt

dabei erneut für die HDMRs 10,4 cm und für jede Faltung 3,1 cm angenommen werden, wobei ein Maximum von 6 Faltungen nicht überschritten werden kann. Wäre dennoch eine größere Solarpanelfläche notwendig, so müsste diese, anstatt wie in dem hier betrachteten Beispiel mittels eines Solarpanelflügels, auf zwei Flügel aufgeteilt werden [53].

Tabelle 98: Solarpanelflächen und Volumina im Transportzustand (externe Akkommodation)

PMD	Antrieb	Neue Panelfläche [m²]	Abmessungen Element [m] (y · z)	Anzahl Elemente	Volumen [m³]
25	HT1	17,4	2,00 x 2,90	3	1,143
	HT2	17,4	2,00 x 2,90	3	1,143
	ARTUS	17,4	2,00 x 2,90	3	1,143
	RIT 10	23,3	2,00 x 2,92	4	1,332
	RIT 22	35,4	2,00 x 2,95	6	1,711
10	HT1	9,7	2,00 x 1,62	3	0,639
	HT2	9,7	2,00 x 1,62	3	0,639
	ARTUS	11,5	2,00 x 1,92	3	0,757
	RIT 10	13	2,00 x 2,17	3	0,855
	RIT 22	35,4	2,00 x 2,95	6	1,711
1	HT1	6,9	2,00 x 1,15	3	0,454
	HT2*	6,6	2,00 x 1,15	3	0,454
	ARTUS	11,5	2,00 x 1,92	3	0,757
	RIT 10	9,1	2,00 x 1,52	3	0,599
	RIT 22	35,4	2,00 x 2,95	6	1,711

Die folgenden Tabellen zeigen nun die prozentualen Veränderungen der Volumina für die interne und externe Akkommodation der alternativen EOL-Strategie gegenüber der klassischen EOL-Strategie.

Tabelle 99: Änderungen der internen Akkommodation

Antrieb	Volumenänderung [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	0,0	+27,6	+38,6
HT2	0,0	+8,6	+23,5*
ARTUS (Prim.)	0,0	+55,9	+115,3
ARTUS (Sek.)	0,0	+21,0	+54,3
RIT 10	0,0	0,0	0,0
RIT 22	0,0	0,0	0,0

Tabelle 100: Änderungen der externen Akkommodation

Antrieb	Volumenänderung [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+163,4	+47,2	+4,6
HT2	+163,4	+47,2	+4,6*
ARTUS (Prim.)	+51,0	0,0	0,0
ARTUS (Sek.)	+51,0	0,0	0,0
RIT 10	+126,1	+45,2	+1,7
RIT 22	0,0	0,0	0,0

Es zeigt sich, dass es hinsichtlich der Tankvolumina bezüglich der PMD25-Variante bei keiner der Varianten einen Zuwachs ergibt, was mit dem unveränderten Treibstoffbedarf für den Transfer begründet werden kann. Bei den auf Hydrazin basierenden Varianten ergibt sich jedoch für jede der Antriebsvarianten durch einen aufwendigeren Transfer für die PMD10- und PMD1-Varianten einen entsprechenden Anstieg des Tankvolumens. Bei den Ionenantrieben RIT 10 und RIT 22 zeichnet sich hingegen eine gänzlich andere Situation ab, da bei diesen aufgrund der sehr geringen Treibstoffmassen

* Direkter Wiedereintritt

und somit auch Treibstoffmassenerhöhungen bei keiner der PMD-Zeiträume eine Änderung des Tanks notwendig wird.

Die Anstiege hinsichtlich der Solarpanele bewegen sich hier geringfügig höheren prozentualen Rahmen wie die Anstiege der Tankvolumen, jedoch sind hier deutlich mehrere Varianten betroffen. Des Weiteren ist zu erkennen, dass der Verlauf der Anstiege, hinsichtlich einer Veränderung der PMD-Dauer genau umgekehrt stattfindet, sodass sich hier für die PMD25-Variante die größten Volumenzuwächse ergeben. Dies liegt darin begründet, dass für das Erreichen niedrigerer PMD-Orbits ($\hat{=}$ kürzere PMD-Dauer) mehr Treibstoff und somit größere Tanks benötigt werden, die Solarpanelfläche jedoch hingegen mit einer Erhöhung der PMD-Dauer aufgrund der größeren notwendigen BOL-Leistung ansteigt. Auffallend ist hier der RIT 22 Antrieb, bei dem es für alle drei PMD-Varianten keinen Anstieg des externen Volumens gibt, was damit begründet werden kann, dass aufgrund der Beschränkung auf die Leistung für die CA-Manöver für alle Zeiträume die gleiche EOL-Leistung wie in der klassischen EOL-Strategie benötigt wird. Der gleiche Fall gilt hier für das einjährige und das 10-jährige PMD bezüglich der beiden ARTUS-Varianten.

6.7 Kostenabschätzung

Die Kostenabschätzung für die alternative EOL-Strategie soll basierend auf den bereits in Kapitel 5.12 ermittelten Kosten durchgeführt werden, sodass letztendlich Kenntnis darüber erlangt wird, welchen Einfluss die Dauer des Fortbetriebs des betrachteten Satelliten auf die Kosten hat. Von diesem Einfluss können sowohl die zeitabhängigen als auch die zeitunabhängigen Kosten betroffen sein. Die zeitunabhängigen Kosten beispielsweise ändern sich dann, wenn das Satellitendesign für einen längeren Betriebszeitraum angepasst werden muss. Dies kann beispielsweise dann der Fall sein, wenn unter der Voraussetzung der Verwendung von elektrischen Antrieben und einer gleichzeitigen Verlängerung der PMD-Dauer, die Fläche der Solarpanele bedeutend vergrößert werden muss. Ändert sich durch Änderungen des Satellitensystems dieser Art die Satellitenmasse so stark, dass sie die Transportfähigkeit der bisher berücksichtigten Trägerrakete übersteigen, so müsste an dieser Stelle eine größere Trägerrakete verwendet werden, was ebenfalls mit einem deutlichen Anstieg der zeitunabhängigen Kosten verbunden sein kann.

Bezüglich der zeitabhängigen Kosten muss hinsichtlich der Missionsoperationen der alternativen EOL-Strategie in zwei Aspekte unterschieden werden. Im Zeitraum der nominellen Mission, während dieser der Satellit seine für ihn vorgesehen Aufgaben erfüllt, muss genau, wie bereits für die klassische EOL-Strategie ein Team aus sechs Operatoren und einem zusätzlichen Nutzlastexperten zur Aufrechterhaltung des Satellitenbetriebs beschäftigt werden. Für den Zeitraum danach entfallen hingegen, aufgrund der nicht mehr aktiven Nutzlast, die Kosten für den Nutzlastexperten. Darüber hinaus reduziert sich dadurch, dass der Nutzlastbetrieb entfällt, der Aufwand für das sonstige Team der Bodencrew, sodass sich auch hier die Kosten reduzieren [15].

Für den Start des Satelliten kann, wie auch schon bei der klassischen EOL-Strategie, PMD-Varianten eine Vega Trägerrakete als Referenz betrachtet werden. Da diese insgesamt 1,45 Tonnen Payload auf einen SSO-Orbit befördern kann, ist diese für alle der sich durch die PMD-Varianten ergebenden Satellitenkonfigurationen hinsichtlich der Masse ausreichend, wie Tabelle 96 aus Abschnitt 6.6.2 zeigt. Die Ausnahme bildet, wie schon im Kapitel der klassischen EOL-Strategie die RIT22-Variante, für die auch in diesem Fall eine Sojus Trägerrakete mit Startkosten von **70 Mio. €** angenommen wird. Hinsichtlich der übrigen Varianten kann somit die Kosten von **32 Mio. €** für den Start der Vega Trägerrakete angenommen werden. Selbiges gilt für die Kosten des Satelliten, wobei die Kosten für die Solarpanele getrennt betrachtet und entsprechend der Größe der Solarpanele erhöht werden

müssen. Für die auf dem Sentinel-2 Satelliten verwendeten Galliumarsenid Solarzellen kann ein Quadratmeterpreis von 175.000 € angenommen werden [18]. Für die Größe von 7,1 m² der Solarpaneele in der Ausgangskonfiguration betrugen die Kosten ungefähr **1,25 Mio. €**, wobei dieser Wert von den **200 Mio. €** subtrahiert werden muss, damit die Kosten für die sich ergebenden Solarpanelgrößen anschließend dazu addiert werden können. Wie bereits in Abschnitt 5.12 erwähnt, sind in dieser Summe bereits die Kosten für die Antriebskomponenten (Referenzantrieb: 8 x Airbus Safran 1N + PSA) enthalten. Auf eine Anpassung der Kosten hinsichtlich einer Änderung des Antriebs wird hierbei verzichtet. Tabelle 101 zeigt die sich ergebenden Solarpanelkosten für die einzelnen PMD-Varianten.

Tabelle 101: Kosten für die Solarpaneele

PMD	Variante	Solarpanelfläche [m ²]	Kosten [Mio. €]
25	HT1	17,4	3,05
	HT2	17,4	3,05
	ARTUS (Prim.)	17,4	3,05
	ARTUS (Sek.)	17,4	3,05
	RIT 10	23,3	4,08
	RIT 22	35,4	6,20
10	HT1	9,7	1,70
	HT2	9,7	1,70
	ARTUS (Prim.)	11,5	2,02
	ARTUS (Sek.)	11,5	2,02
	RIT 10	13	2,28
	RIT 22	35,4	6,20
1	HT1	6,9	1,21
	HT2*	6,6	1,16
	ARTUS (Prim.)	11,5	2,02
	ARTUS (Sek.)	11,5	2,02
	RIT 10	9,1	1,60
	RIT 22	35,4	6,20

Im Folgenden sollen nun die zeitabhängigen Kosten für die einzelnen PMD-Varianten bestimmt werden. Für die Missionsoperationen während der nominellen Mission können, wie bereits in Kapitel 5.11.3 jährliche Kosten von **3,8 Mio. €** für eine sechsköpfige Bodencrew zuzüglich eines Nutzlastexperten angenommen werden. Ist die nominelle Mission abgeschlossen, so kann angenommen werden, dass sich Kosten um ungefähr ein Personenjahr, durch die geringen Aufwand für die Betreuung des Satellitenbetriebs und den nicht mehr benötigten Nutzlastexperten reduzieren [15]. Es ergeben sich somit für den Zeitraum nach der nominellen Mission jährliche Kosten von ungefähr **3,1 Mio. €**.

Ein weiterer, sehr kostenintensiver, Aspekt der zeitabhängigen Kosten ist die Miete der Bodenstation, wobei bereits zuvor als Referenz das GSOC in Oberpfaffenhofen betrachtet wurde. Hierfür fallen, unabhängig ob es sich um den Zeitraum der nominellen Mission oder des Post Mission Disposals handelt, 9000 € pro Tag und somit **3,29 Mio. €** pro Jahr an.

Berücksichtigt man nun die zeitabhängigen und die zeitunabhängigen Kosten hinsichtlich der betrachteten PMD-Zeiträume, so ergeben sich die in Tabelle 102 aufgeführten Gesamtkosten.

* Direkter Wiedereintritt

Tabelle 102: Gesamtkosten für die alternative EOL-Strategie

PMD	Variante	Zeitunabhängige Kosten [Mio. €]	Zeitabhängige Kosten [Mio. €]	Gesamtkosten [Mio. €]
25	HT1	234	196	430
	HT2	234		430
	ARTUS (Prim.)	234		430
	ARTUS (Sek.)	234		430
	RIT 10	235		431
	RIT 22	275		471
10	HT1	233	100	333
	HT2	233		333
	ARTUS (Prim.)	233		333
	ARTUS (Sek.)	233		333
	RIT 10	234		334
	RIT 22	275		375
1	HT1	232	42	274
	HT2*	232	36	268
	ARTUS (Prim.)	233	42	275
	ARTUS (Sek.)	233		275
	RIT 10	233		275
	RIT 22	275		317

Das folgende Diagramm verdeutlicht, in welchem Verhältnis die zeitabhängigen zu den zeitunabhängigen Kosten bei den verschiedenen Varianten stehen, wobei hier die Durchschnittswerte für die Kosten jeder PMD-Variante berücksichtigt werden.

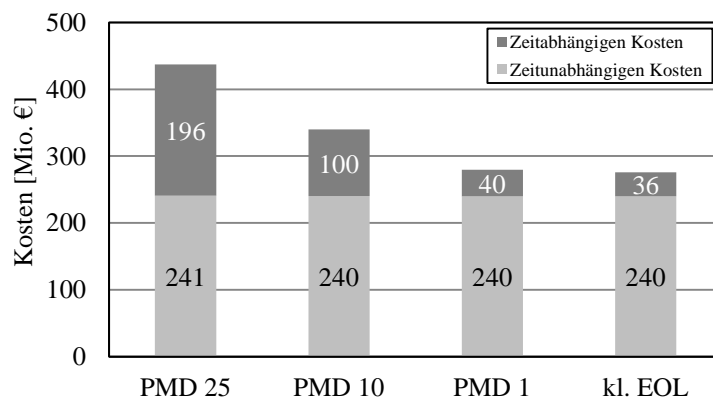


Abbildung 59: Kostenanteile für die drei PMD-Zeiträume

Man sieht, dass die zeitunabhängigen Kosten den größten Teil der Gesamtkosten für alle PMD-Varianten und Zeiträume ausmachen, wobei jedoch für das PMD25 beiden Kostenaspekte ungefähr den gleichen Anteil einnehmen.

Damit ein Vergleich mit der klassischen EOL-Strategie stattfinden kann, zeigen die folgenden zwei Tabellen nun separat, wie sich die zeitunabhängigen und die zeitabhängigen Kosten gegenüber in der alternativen gegenüber der klassischen EOL-Strategie verändern. Da die folgenden Werte für den prozentualen Anstieg der Kosten im späteren Verlauf für den Bewertungsprozess im Zuge der Trade-

* Direkter Wiedereintritt

Off Studie verwendet werden sollen, dürfen hierbei innerhalb der zeitunabhängigen Kosten die Kosten für den Start der Trägerrakete nicht mitbetrachtet werden. Der Grund hierfür liegt darin, dass ein Anstieg der Masse des Satelliten bereits im Zuge der Massenkriterien für den System Impact bewertet wird. Im Falle dessen, dass beispielsweise eine leistungsstärkere Trägerrakete benötigt wird und die zeitunabhängigen Kosten dadurch steigen, findet somit eine zweifache Negativbewertung statt, die auf den gleichen Einflussfaktor zurückzuführen ist.

Tabelle 103: Änderung der zeitunabhängigen Kosten

Antrieb	Kostenanstieg* [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+0,8	+0,2	0,0
HT2	+0,8	+0,2	0,0 [†]
ARTUS (Prim.)	+0,4	0,0	0,0
ARTUS (Sek.)	+0,4	0,0	0,0
RIT 10	+1,1	+0,3	0,0
RIT 22	0,0	0,0	0,0

Tabelle 104: Änderung der zeitabhängigen Kosten

Antrieb	Kostenanstieg [%]		
	PMD 25	PMD 10	PMD 1
HT1	+450,0	+180,0	+18,0
HT2	+450,0	+180,0	0,0 [†]
ARTUS (Prim.)	+450,0	+180,0	+18,0
ARTUS (Sek.)	+450,0	+180,0	+18,0
RIT 10	+450,0	+180,0	+18,0
RIT 22	+450,0	+180,0	+18,0

Es fällt direkt auf, dass die Kosten sich in den meisten Fällen erhöhen, wobei hinsichtlich der zeitabhängigen Kosten deutlich stärkere Anstiege mit der Zunahme der PMD-Dauer festzustellen sind. Eine extreme Ausnahme bildet hier der direkte Wiedereintritt, bei dem die zeitabhängigen Kosten nach der nominellen Mission gänzlich wegfallen und auch die zeitunabhängigen Kosten bezüglich der hier berücksichtigten Aspekte keinen Anstieg zur Folge haben.

Die erheblichsten Kostenzuwächse sind für die Varianten bezüglich des 25-jährigen PMDs zu erkennen, wobei für jede Manövervariante gegenüber der klassischen EOL-Strategie Mehrkosten von durchschnittlich ungefähr **160 Mio. €** zu erwarten sind. Ein weiterer auffallender Aspekt ist die erhebliche Reduzierung des Kostenanstiegs für die Änderung der PMD-Dauer von 25 auf 10 Jahre hinsichtlich der zeitabhängigen Kostenwelche darauf zurückzuführen ist, dass der Anteil der zeitabhängigen Kosten für die nominelle Mission in diesen Fällen klar überwiegt.

* Ohne Kosten für den Raketenstart

† Direkter Wiedereintritt

7. Trade-Off Studie

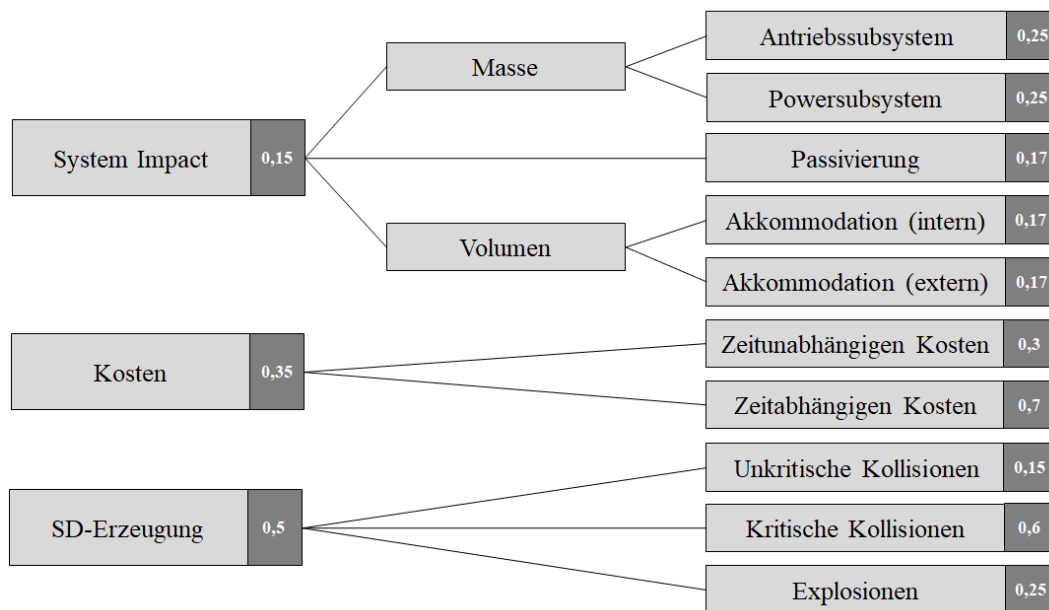
In der folgenden Trade-Off Studie sollen nun die in den vorigen Kapiteln ermittelten Ergebnisse für die beiden EOL-Studien methodisch miteinander verglichen und bewertet werden. Zu diesem Zweck werden Kriterien definiert, denen durch eine Gewichtung unterschiedliche Stellenwerte zugeschrieben werden. Nachdem die Kriterien für beide EOL-Strategien ausgewertet wurden, kann für die Bewertung anschließend ein Zahlenwert ermittelt werden, der Auskunft über die Vor- bzw. Nachteilhaftigkeit der jeweiligen EOL-Strategie gibt.

Im Folgenden werden die für die Bewertung notwendigen Kriterien definiert.

7.1 Kriterien und Gewichtung

Die Kriterien für die hier durchgeführte Trade-Off Studie ergeben sich hierbei zum einen aus den in den vorigen Kapiteln berechneten Parametern und zum anderen aus den Auswirkungen, die EOL-Strategien auf das Satellitensystem, die Missionsplanung und die Space Debris Umgebung haben.

Abbildung 60: Übersicht über die Kriterien und Gewichtungen



Die Gewichtung sowohl der Ober- als auch der Unterkriterien wird hierbei auf Basis verschiedener Überlegungen durchgeführt.

Bei der Gewichtung der Oberkriterien war es wichtig, dass die Auswirkungen einer Erhöhung eines Einflussparameters letztendlich eine angemessene Änderung der Bewertungsfaktoren hervorrufen, die der Größenordnung der tatsächlichen Änderung des Einflussparameters entspricht. Als Beispiel kann hier der System Impact genannt werden, bei dem eine Erhöhung der Masse folglich in einem negativeren Bewertungsfaktor resultiert. Gleichzeitig könnte eine Erhöhung der Masse aber auch in einer Erhöhung der Kosten resultieren, sobald die Nutzlastkapazität der Trägerrakete überstiegen wird. Als Referenz wurde bereits in den vorigen Kapiteln eine Vega Trägerrakete betrachtet, für die Startkosten in Höhe von 32 Mio. € anfallen. Betrachtet man, dass die Satellitenmasse für die Varianten

im Durchschnitt ungefähr 1350 kg beträgt, so ergeben sich Kosten von knapp 24.000 € pro Kilogramm für den Transport in den SSO. Dies entspricht einem Anteil der zeitabhängigen Kosten, die für die Varianten im Durchschnitt ungefähr 200 Mio. € betragen, von nur 0,12 %. Die Kosten für den Start der Trägerrakete machen hierbei jedoch einen Anteil von 16% der zeitabhängigen Kosten aus. Hieraus lässt sich erkennen, dass die Auswirkungen der Erhöhung der Masse um einen Kilogramm sich hinsichtlich der Bewertung des System Impact letztendlich deutlich geringer auswirken würde als für die Bewertung der Kosten. Damit sich die Änderungen in der Bewertung auch entsprechend der tatsächlichen Auswirkungen niederschlagen, erhält das Oberkriterium der Kosten mit 0,35 eine höhere Gewichtung als das Kriterium des System Impact mit 0,15. Die Gewichtung der SD-Erzeugung ergibt sich hierbei entsprechend zu den restlichen 50%, wobei der Grund für die hohe Gewichtung darin liegt, dass der Einfluss auf die Space Debris Umgebung den wichtigsten Aspekt in dieser Arbeit darstellt.

Die Gewichtung der Unterkriterien untereinander wird, wie schon zuvor bei dem Oberkriterium der SD-Erzeugung, über die in dieser Arbeit gesetzten Prioritäten und anhand von logischen Schlussfolgerungen festgelegt. Die Kriterien hinsichtlich der Akkommodation werden hierbei beispielsweise niedriger priorisiert als die Kriterien der Masse (Antriebs- und Powersystemmasse). Dies liegt darin begründet, dass im Falle einer Erhöhung der Masse keine Möglichkeit besteht, dies zu kompensieren. Übersteigt die Masse zum Beispiel die Kapazität der Trägerrakete, so ist die Verwendung einer größeren Trägerrakete, und somit auch die sprunghafte Erhöhung der Startkosten, unumstößlich. Erhöht sich hingegen das Volumen der Solarpanele im Transportzustand des Satelliten oder das Volumen der Tankstruktur, so bleibt hierbei noch immer ein gewisser Spielraum bestehen, in dem die Auswirkungen dieses System Impacts beeinflusst werden können. Übersteigt die Größe des Satelliten beispielsweise die Abmessungen des Stauraums der Trägerrakete durch eine Vergrößerung der Solarpanele, so lässt sich dieser Umstand ggf. durch eine Anpassung der Form des Satelliten so weit ändern, dass eine Verwendung der Trägerrakete noch immer möglich ist.

Betrachtet man das Oberkriterium der Kosten, so sieht man, dass die zeitunabhängigen Kosten mit 0,3 deutlich schwerer gewichtet werden als die zeitabhängigen Kosten (0,7). Die Gewichtung wurde hierbei entsprechend der Größenordnung der sich ergebenden Kostenänderungen gewählt. Betrachtet man hierfür Abbildung 59 sieht man, dass die Anstiege der zeitabhängigen Kosten deutlich größere Auswirkungen auf die Gesamtkosten haben, als die Änderungen der zeitunabhängigen Kosten. Es ist dabei zu beobachten, dass die zeitabhängigen Kosten dabei von einem Anteil an den Gesamtkosten von nur 15% für das PMD1 auf 45% für das PMD25 ansteigen, sodass hier eine höhere Gewichtung der zeitabhängigen Kosten sinnvoll ist.

Die Gewichtung der Unterkriterien im Bereich SD-Erzeugung wird hierbei nach einem ähnlichen Schema gewählt. Dabei richtet sich die Gewichtung allerdings nach der Kritikalität, die sich für jeden der drei betrachteten Aspekte unterscheidet. Da bei einer Kollision mit kleinem Space Debris einer Größe von weniger als 10 cm (unkritische Kollision) nur geringe Auswirkungen auf die SD-Umgebung zu erwarten sind, fließt dieses hier mit dem geringsten Anteil von nur 0,15 in die Bewertung mit ein. Im Falle einer Explosion wird die SD-Umgebung bereits deutlich gravierender beeinflusst. Hierbei entstehen jedoch erfahrungsgemäß relativ wenige neue SD-Objekte, die wiederum einen verhältnismäßig großen Durchmesser besitzt. Es ist somit wahrscheinlich, dass diese aufgrund ihrer Größe gut detektierbar sind, sodass Kollision mit ihnen im Regelfall verhindert werden können, weshalb die Gewichtung des Explosionsrisikos mit einem Faktor von 0,25 berücksichtigt wird. Für die kritischen Kollisionen wird hierbei der größte Gewichtungsanteil von 0,6 gewählt, da die Auswirkungen von Kollisionen mit großem Space Debris zu der kritischsten Erhöhung der SD-Population bezüglich der betrachteten Aspekte führen. Zudem entstehen hierbei, neben einer größeren Anzahl, auch deutlich kleinere Objekte, die aufgrund der begrenzten Möglichkeiten der Detektierbarkeit eine weitere Gefahr für den Satelliten darstellen.

7.2 Definition der Kriterien

Im folgenden Abschnitt wird beschrieben, welche Aspekte in die einzelnen Kriterien einfließen und für jedes Kriterium eine eigene Bewertungsskala eingeführt.

7.2.1 System Impact

Im Zuge des System Impacts wird spezifiziert, inwiefern die Systemmasse durch das Antriebs- und das Powersubsystem beeinflusst wird. Die Akkommodation hingegen bewertet hierbei, wie stark der Bauraum innerhalb des Satelliten durch größere Tankvolumina bzw. der Stauraum außerhalb des Satelliten (innerhalb des Envelopes der Trägerrakete) durch eine zunehmende Solarpanelfläche, und das dementsprechend eingenommene Volumen im Transportzustand, beeinflusst wird.

7.2.1.1 Masse des Antriebssystems

Ein bedeutender Treiber der Systemmasse hinsichtlich der alternativen EOL-Strategie ist die Antriebsmasse. In ihr werden alle Massenanteile berücksichtigt, die von einer Änderung der EOL-Strategie bezüglich des Antriebssubsystems betroffen sind. Dazu zählt in erster Linie die Treibstoffmasse, aber auch alle Massen, die mit einer Änderung des Triebwerks verbunden sind, wie beispielsweise durch zusätzliche Komponenten (z.B. PPU's oder PSA).

Tabelle 105: Bewertungsskala "Masse des Antriebssystems"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Die Masse sinkt stark	< -50 kg
+1	Die Masse sinkt	< -10 kg – -50 kg
0	Die Masse bleibt (annähernd) gleich	0 kg (±10 kg)
-1	Die Masse steigt an	> 10 kg – 50 kg
-2	Die Masse steigt stark an	> 50 kg

7.2.1.2 Masse des Powersystems

Die Energieversorgung des Satelliten spielt ebenfalls eine essentielle Rolle für das Satellitensystem und kann durch eine große Anzahl von Systemänderungen beeinflusst werden. Der wichtigste Einflussfaktor ergibt sich in den hier durchgeführten Betrachtungen jedoch durch Anforderungen, die das Antriebssystem an das Powersubsystem stellt. Hervorzuheben sind hierbei die elektrischen Antriebe, wobei der Energiebedarf je nach Antriebsart stark variieren kann (s. Tabelle 9). Die Masse wird hinsichtlich des Powersubsystems jedoch dadurch beeinflusst, dass für einen höheren Leistungsbedarf größere Batterien benötigt werden, die während der zur Verfügung stehenden Zeit

(Sonnenphase) von den Solarpanelen aufgeladen werden müssen. Erhöht sich also die Batteriegröße, so muss während dieser Zeit durch eine Vergrößerung der Solarpaneele mehr Leistung erzeugt werden, was sich wiederum auf die Masse niederschlägt.

Tabelle 106: Bewertungsskala "Masse des Powersystems"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Die Masse sinkt stark	< -50 kg
+1	Die Masse sinkt	< -10 kg – -50 kg
0	Die Masse ändert (annähernd) gleich	0 kg (± 10 kg)
-1	Die Masse steigt an	> 10 kg – 50 kg
-2	Die Masse steigt stark an	> 50 kg

7.2.1.3 Passivierung

Das Kriterium der Passivierung soll sich gesondert auf die Vor- und Nachteile beziehen, die sich durch eine vorhandene bzw. eine nicht vorhandene Passivierungskomponente ergeben. Für die Bewertung wird sich jedoch auf den Aspekt der Komplexität des Satellitensystems beschränkt, die beispielsweise für einen Satelliten ansteigt, der nach seiner nominellen Mission passiviert werden soll. Es soll hierbei nicht genauer auf die technische Ebene eingegangen werden, jedoch ist der Einfluss auf das Satellitensystem, der durch die Berücksichtigung einer Passivierungskomponente entsteht, nicht zu vernachlässigen. Aus diesem Grund findet die Bewertung nicht mit Hilfe von konkreten Wertebereichen, sondern lediglich eine qualitative Bewertung statt.

Tabelle 107: Bewertungsskala "Passivierung"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Die Komplexität sinkt	-
+1		-
0	Die Komplexität ändert sich nicht	-
-1		-
-2	Die Komplexität steigt an	-

7.2.1.4 Akkommodation (intern)

Die interne Akkommodation beschreibt, wie die Architektur des Satelliten durch die, sich im Zuge einer PMD-Variante ergebenden, Systemänderungen beeinflusst wird. Diese Einflüsse beziehen sich in diesem Fall nicht auf die Systemmasse, sondern auf den Bauraum, der innerhalb des Satelliten zur Verfügung steht. So führt die Änderung des Antriebs unter Umständen zu einer Vergrößerung des Tankvolumens, sodass sich dadurch der zur Verfügung stehende Bauraum verkleinert, wodurch beispielsweise die Komplexität von Integrationsprozessen ansteigen kann. Es wird sich dabei auf die

Tankstrukturen beschränkt, da diese hinsichtlich ihres verhältnismäßig großen Volumens den stärksten Einfluss besitzen. Die Veränderungen des Bauraums durch zusätzliche Komponenten, wie beispielsweise Batterien, PPU's oder PSA werden hierbei nicht miteinbezogen, da hierfür in den Analysen keine konkreten Modelle betrachtet wurden und somit keine Abmessungen als Bewertungsgrundlage zur Verfügung stehen.

Tabelle 108: Bewertungsskala "Akkommodation (intern)"

	Definition	Wertebereich
+2	Das Volumen sinkt stark	> -100%
+1	Das Volumen sinkt	< -25% – -100%
0	Das Volumen bleibt (annähernd) gleich	0% ($\pm 25\%$)
-1	Das Volumen steigt an	> 25% – 100%
-2	Das Volumen steigt stark an	> 100%

7.2.1.5 Akkommodation (extern)

Die externe Akkommodation bezieht sich, anders als die interne Akkommodation, auf den Raum, den der Satellit selbst einnimmt. Dabei beziehen sich die Betrachtungen auf den Raum, der innerhalb des Envelope der Trägerrakete zur Verfügung steht. Da dieser begrenzt ist, darf das vom Satelliten eingenommene Volumen somit nicht übermäßig ansteigen. Als Haupteinflussfaktor dieses Volumens können hier die Solarpanele genannt werden, deren Fläche für die verschiedenen betrachteten Varianten stark variiert. Es wird dabei ausschließlich betrachtet, wie sich das von ihnen eingenommene Volumen im Transportzustand ändert.

Tabelle 109: Bewertungsskala "Akkommodation (extern)"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Das Volumen sinkt stark	> -100%
+1	Das Volumen sinkt	< -25% – -100%
0	Das Volumen bleibt (annähernd) gleich	0% ($\pm 25\%$)
-1	Das Volumen steigt an	> 25% – 100%
-2	Das Volumen steigt stark an	> 100%

7.2.2 Kosten

Die Kosten einer Raumfahrtmission können je nach Missionskomplexität und Auftraggeber stark variieren. Interessant für die hier durchgeführte Trade-Off Studie ist der Teil der Kosten, die sich durch eine Änderung der EOL-Strategie ergeben. Diese Kosten entstehen hierbei grundsätzlich dadurch, dass der Satellit über einen teilweise deutlichen längeren Zeitraum aktiv betrieben werden

soll, was sich einerseits in Kosten für das AIT (Assembly, Integration & Test) oder für die gesamte Zeit zur Verfügung stehende Bodencrew auswirkt.

7.2.2.1 Zeitunabhängige Kosten

Die zeitunabhängigen Kosten beschreiben den Teil der Kosten, der dafür aufgewendet werden muss, um den Satelliten zu entwickeln, zu produzieren und ihn anschließend auf seinen Orbit zu befördern. Es muss hierbei beachtet werden, dass sich diese Kosten ebenfalls durch einen Weiterbetrieb des Satelliten verändern können. Beispielsweise steigen die Kosten für das Satellitensystem, sobald für einen höheren Leistungsbedarf größere Solarpanele notwendig sind, da diese bezüglich der Hardwarekosten einen verhältnismäßig großen Anteil ausmachen. Die Kosten für den Start der Trägerrakete dürfen hierbei nicht mitbetrachtet werden, da ansonsten eine Doppelbewertung eines Gewichtsanstiegs, die ggf. zu Mehrkosten für eine leistungsstärkere Trägerrakete führen, durchgeführt wird. Ein Effekt des Anstiegs der Masse, die ja bereits mit den zwei Massekriterien bewertet wird, hätte somit gleich in zwei Kategorien negative Auswirkungen auf die Bewertung einer Variante.

Tabelle 110: Bewertungsskala "Zeitunabhängige Kosten"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Die Kosten sinken stark	< -0,75%
+1	Die Kosten sinken	< -0,25% – -0,75%
0	Die Kosten bleiben (annähernd) gleich	0% ($\pm 0,25\%$)
-1	Die Kosten steigen an	> 0,25% – 0,75%
-2	Die Kosten steigen stark an	> 0,75%

7.2.2.2 Zeitabhängige Kosten

Die zeitabhängigen Kosten beziehen auf die Kosten, die während des Betriebs des Satelliten entstehen. Hierbei sind insbesondere die Missionsoperationen zu nennen, die die Tätigkeiten beschreiben, die während des Betriebs eines Satelliten von einer Bodencrew durchgeführt werden müssen. Hierbei muss beispielsweise der Status des Satelliten regelmäßig überwacht und im Falle einer Kollisionswarnung ein CA-Manöver kommandiert werden. Eben diese Vermeidung von Kollisionen bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts ist ein essentieller Grundgedanke der alternativen EOL-Strategie. Dies bedeutet, dass die gesamte Zeit über eine Bodencrew zur Verfügung stehen muss, wobei während und nach der nominellen Mission hierfür ggf. unterschiedlich viele Personen benötigt werden, was sich wiederum auf die Kosten auswirkt. Des Weiteren muss der Betrieb einer Bodenstation finanziert werden, um die technischen Mittel für den Kontakt mit dem Satelliten zu zur Verfügung zu stellen, was ebenfalls einen nicht zu vernachlässigenden Anteil an den Kosten trägt.

Tabelle 111: Bewertungsskala "Zeitabhängige Kosten"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Die Kosten sinken stark	< -200%
+1	Die Kosten sinken	< -25% – -150%
0	Die Kosten bleiben (annähernd) gleich	0% ($\pm 25\%$)
-1	Die Kosten steigen an	> 25% – 150%
-2	Die Kosten steigen stark an	> 200%

7.2.3 SD-Erzeugung

Im Zuge der SD-Erzeugung sollen die PMD-Varianten hinsichtlich ihres Einflusses auf die SD-Umgebung anhand der variantenspezifischen Wahrscheinlichkeitswerte bewertet werden, mit denen kritische und unkritische Ereignisse eintreten können.

7.2.3.1 Risiko: Explosionen

Das Explosionen entstehen ausschließlich durch Fehler innerhalb des Satellitensystems, bei denen beispielsweise Tankstrukturen bersten oder Batterien überhitzen können. Da das Explosionsrisiko von mehreren Faktoren und Komponenten abhängt, wird dieses in dieser Arbeit auf Basis von historischen Daten modelliert und abgeschätzt. Es existiert dabei nur während der Zeiträume, zu denen der **Satellit nicht** passiviert ist, was während der nominellen Mission oder dem PMD-Zeitraum bezüglich der alternativen EOL-Strategie der Fall ist. Zudem kann dieser Fall innerhalb der klassischen EOL-Strategie dann eintreten, wenn die Passivierungskomponente den Satellit fälschlicherweise während des Post Mission Disposals aufgrund einer Fehlfunktion nicht passiviert.

Tabelle 112: Bewertungsskala "Explosionen"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Das Explosionsrisiko ist deutlich kleiner	< -0,5%
+1	Das Explosionsrisiko ist kleiner	< -0,1% – -0,5%
0	Das Explosionsrisiko bleibt (annähernd) gleich	0% ($\pm 0,1\%$)
-1	Das Explosionsrisiko ist größer	> 0,1% – 0,5%
-2	Das Explosionsrisiko ist deutlich größer	> 0,5%

7.2.3.2 Risiko: Unkritische Kollisionen (< 10 cm)

Unkritische Kollisionen beschreiben Zusammenstöße mit Space Debris Objekten, die einen Durchmesser von weniger als 10 cm besitzen. Da diese Objekte in der Regel ein geringes Energie zu Masse Verhältnis besitzen, resultieren Kollisionen mit diesen Objekten gewöhnlich nicht in einer Zerstörung des Satelliten und werden somit als nicht kritisch angesehen. Dennoch besteht hierbei eine geringe Wahrscheinlichkeit, dass eine unkritische Kollision zu einem Kontrollverlust des Satelliten führt. Aufgrund der geringen Größe der Objekte gelten diese zudem als nicht detektierbar, sodass das Risiko unkritischer Kollisionen lediglich durch eine Verkürzung des Aufenthaltszeitraums in kollisionsgefährdeten Regionen verringert werden kann

Tabelle 113: Bewertungsskala "Unkritische Kollisionen"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Das Kollisionsrisiko ist deutlich kleiner	< -4%
+1	Das Kollisionsrisiko ist kleiner	< -0,5% – -4%
0	Das Kollisionsrisiko bleibt (annähernd) gleich	0% ($\pm 0,5\%$)
-1	Das Kollisionsrisiko ist größer	> 0,5% – 4%
-2	Das Kollisionsrisiko ist deutlich größer	> 4%

7.2.3.3 Risiko: Kritische Kollisionen (> 10 cm)

Anders beim Kollisionsrisiko mit kleinem Space Debris (< 10 cm) gilt in dieser Arbeit die Annahme, dass Kollisionen mit SD-Objekten mit einem Durchmesser von mehr als 10 cm in einer Zerstörung des Satelliten resultieren. Hierbei wird jedoch ebenfalls angenommen, dass bezüglich dieser Objekte die Möglichkeit besteht, sie zu detektieren und somit einer kritischen Kollision auszuweichen. Dies führt dazu, dass für die hier durchgeführten Betrachtungen angenommen wird, dass das Risiko kritischer Kollisionen einerseits während der nominellen Mission und zudem während des PMDs in der alternativen EOL-Strategie nicht existiert. In der Realität werden die CA-Manöver jedoch entsprechend einer akzeptierten Kollisionswahrscheinlichkeit durchgeführt, sodass immer ein Restrisiko für eine kritische Kollision bestehen bleibt. Zu dem Zeitpunkt, an dem keine Kontrolle über den Satelliten besteht (durch Passivierung oder Kontrollverlust), muss das Risiko der kritischen Kollision jedoch mitberücksichtigt werden.

Tabelle 114: Bewertungsskala "Kritische Kollisionen"

Bewertungsfaktor	Definition	Wertebereich
+2	Das Kollisionsrisiko ist deutlich kleiner	< -0,5%
+1	Das Kollisionsrisiko ist kleiner	< -0,1% – -0,5%
0	Das Kollisionsrisiko bleibt (annähernd) gleich	0% ($\pm 0,1\%$)
-1	Das Kollisionsrisiko ist größer	> 0,1% – 0,5%
-2	Das Kollisionsrisiko ist deutlich größer	> 0,5%

7.3 Auswertung

In Folgenden soll nun eine Bewertung jeder der betrachteten Varianten anhand der zuvor definierten Kriterien durchgeführt werden, damit im letzten Teil der Trade-Off Studie alle Varianten miteinander verglichen werden können. Hierzu wurde im vorigen Abschnitt bereits erläutert, welche Aspekte für jedes der Kriterien berücksichtigt werden und welche Grenzen und Abstufungen für die Bewertung genutzt werden sollen. Die entsprechende Vergabe der Punkte für jede der betrachteten Varianten kann Tabelle 116 am Ende dieses Abschnitts entnommen werden.

Die vergebenen Punkte werden anschließend mit dem Gewichtungsfaktor des jeweiligen Kriteriums multipliziert und dann für jede der Varianten aufsummiert. Bevor die Gewichtungsfaktoren jedoch in die Bewertung miteinbezogen werden, müssen diese erst noch mit den Gewichtungen der Oberkriterien durch Pfadmultiplikation kombiniert werden. Das Kriterium der Antriebsmasse besitzt somit beispielsweise eine eigene Gewichtung von 0,25 und das Oberkriterium *System Impact* die Gewichtung 0,15. Der Faktor, der letztendlich in die Ergebnissfaktoren einfließt, ergibt sich hier zu 0,0375.

Die dadurch resultierenden Werte sollen letztendlich dazu genutzt werden, um zu identifizieren, welche der Varianten die positivsten Bedingungen für eine Umsetzung der klassischen EOL-Strategie liefert. Aufgrund der Art und Weise der Definition der Bewertungsskalen können die Ergebnissfaktoren so interpretiert werden, dass beispielsweise ein Ergebnissfaktor von 0 so aufgefasst werden kann, dass die jeweilige PMD-Variante ungefähr neutrale, also weder positive noch negative, Bedingungen gegenüber der entsprechenden Transfervariante in der klassischen EOL-Strategie besitzt. Analog dazu deutet ein Ergebnissfaktor von größer 0 auf positivere und ein Ergebnissfaktor von kleiner 0 auf negativere Bedingungen hin. Abbildung 61 zeigt nun das Gesamtergebnis unter Berücksichtigung aller betrachteten PMD-Varianten mit den in Abbildung 60 angegebenen Kriterien und Gewichtungen.

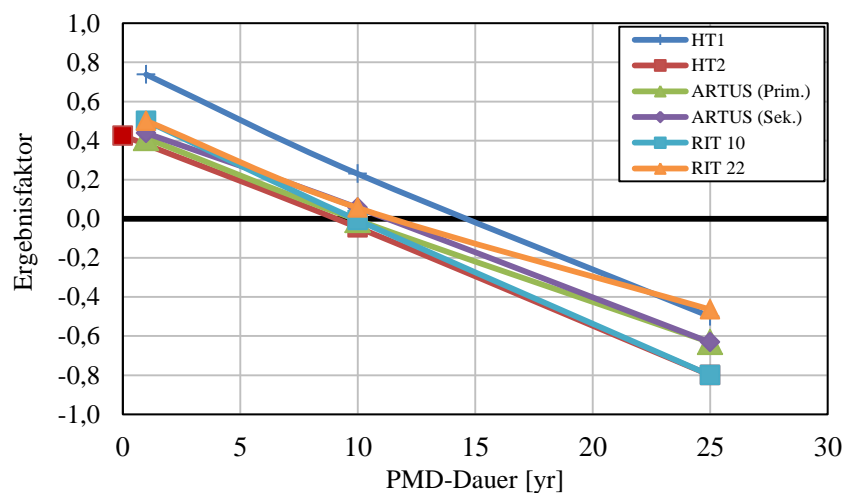


Abbildung 61: Bewertungsergebnis (Gesamt)

Wie das Diagramm zeigt, lassen sich für einen großen Bereich der betrachteten Spannweite des PMD-Zeitraums keine vorteilhaften Bedingungen für die verschiedenen Varianten im Zuge einer Änderung der EOL-Strategie erzielen. Hierbei ist jedoch wiederum zu sehen, dass jede der Varianten bis zu einer bestimmten PMD-Dauer einen positiven Ergebnissfaktor aufweist, wobei diese Schwellenwerte sehr nah beieinander liegen. Dies bedeutet, dass jede Variante mit den hier zugrunde gelegten Kriterien und Gewichtungen grundsätzlich vorteilhafte Bedingungen gegenüber der klassischen EOL-Strategie in

einem bestimmten Bereich bieten kann. Ab welchen PMD-Zeiträumen das für jede der Varianten ungefähr der Fall ist, kann der folgenden Tabelle entnommen werden.

Tabelle 115: PMD-Schwellenwerte für positive Ergebnisfaktoren

Variante	PMD-Schwellenwert [yr]
HT1	< 14
HT2	< 9
ARTUS (Prim.)	< 10
ARTUS (Sek.)	< 11
RIT 10	< 10
RIT 22	< 11

Es ist zu erkennen, dass bei allen Varianten eine linear anmutende Zunahme des positiven Effektes mit Abnahme der PMD-Dauer existiert. Die Steigung des Wertes für die Ergebnisfaktoren ist bei allen Varianten annähernd gleich, wobei die RIT10- zusammen mit der RIT22-Variante für das PMD1 den zweitpositivsten Ergebnisfaktor von **0,50** erzielt. Den insgesamt positivsten Ergebnisfaktor von **0,74** kann hierbei die HT1-Variante aufweisen, was zu der Erkenntnis führt, dass diese die geeignetste Variante zur Umsetzung der alternativen EOL-Strategie ist. Dabei darf man jedoch nicht vergessen, dass diese Ergebnisfaktoren sich ausschließlich auf den Vergleich einer einzigen Variante der alternativen EOL-Strategie mit der gleichen Variante der klassischen EOL-Strategie beziehen. Somit lässt sich hier nur eine Aussage darüber treffen, für welche Variante die positivsten Effekte im Zuge der Änderung der EOL-Strategie, so wie sie hier betrachtet wurde, zu erwarten sind.

Um nun zu ermitteln, was genau die treibenden Faktoren für diese Gesamtergebnisse sind, kann Abbildung 61 im Folgenden für jedes der drei Oberkriterien separat betrachtet werden. Im ersten Schritt soll hierzu nur das Kriterium des System Impact berücksichtigt werden, wodurch das Diagramm folgende Gestalt annimmt.

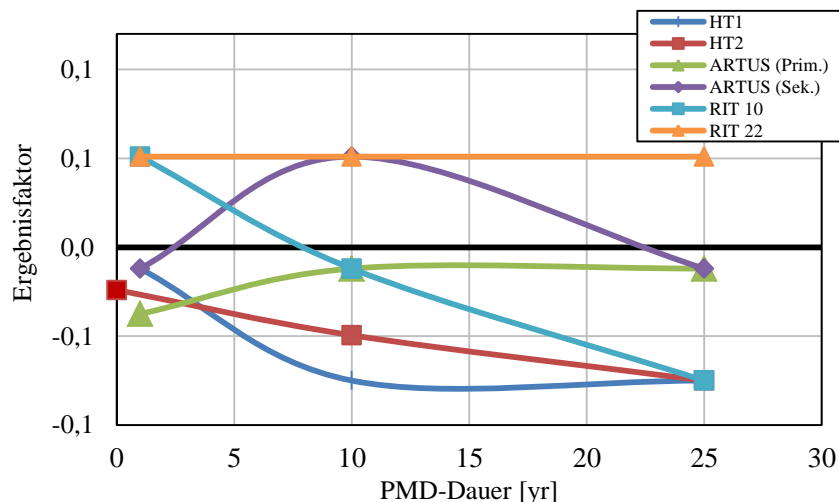


Abbildung 62: Bewertungsergebnis (System Impact)

Es wird hierbei deutlich, dass die Vorteile nun etwas anders verteilt sind. Wie zusehen ist, bietet die RIT22-Variante hinsichtlich des System Impacts den vorteilhaftesten Effekt einer Änderung der EOL-Strategie. Der Grund hierfür liegt darin, dass es bei dieser Variante zum einen aufgrund des sehr hohen I_{sp} -Wertes die Möglichkeit besteht, die Solarpanelgröße für die ausschließliche Durchführung von CA-Manövern zu reduzieren und es dadurch keinen Anstieg der Solarpanelmasse gegenüber der klassischen EOL-Strategie, sowie nur einen sehr geringen Anstieg der Tankmasse gibt. Es muss

jedoch immer beachtet werden, dass dieser Effekt sich nur auf die gleiche Variante hinsichtlich der klassischen EOL-Strategie bezieht. Um diesbezüglich auch die Varianten untereinander zu vergleichen sollen im Folgenden zusätzlich die sich tatsächlich im Zuge des jeweiligen Kriteriums ergebenden Werte betrachtet werden.

Lässt man die RIT22-Variante jedoch, aufgrund der rein theoretisch motivierten Betrachtung außen vor, so zeichnet sich ab, dass die Ergebnisfaktoren ihr positives Maximum für die Variante des ARTUS als Sekundär Antrieb im Bereich einer PMD-Dauer um die zehn Jahre haben. Die größte Besonderheit stellt hier der HT1-Antrieb dar, der zusammen mit der ARTUS (Prim.) und HT2-Variante keine positiven Bedingungen bieten können, wohingegen die HT1-Variante in der Gesamtbetrachtung die positivste Umsetzungsmöglichkeit für die alternative EOL-Strategie darstellt. Auffallend ist hierbei die Entwicklung der Ergebnisfaktoren über den gesamten Bereich der PMD-Dauer bezüglich der RIT10-Variante, wobei diese für einen PMD-Zeitraum von 25 Jahren die negativsten, und für ein Jahr mit die positivsten Ergebnisse hinsichtlich des System Impact bietet. Dies ist zum einen mit dem großen Anstieg der Powersystemmasse für zunehmende PMD-Dauern und der im Gegensatz dazu mit abnehmenden PMD-Dauern kaum ansteigenden Antriebssystemmasse zu erklären.

Um nun genaue Kenntnis darüber zu erlangen, welchen Werten die zuvor beschriebenen Vergleichsfaktoren bezüglich der einzelnen Parameter genau entsprechen und in welchem Verhältnis diese im Vergleich der Varianten untereinander stehen, soll für jede Betrachtung nun ein Überblick über die absoluten Zahlen gegeben werden. Hierbei sollen nun im ersten Schritt die absoluten Werte für die Massen des Antriebs- und des Powersystems mit Hilfe von Abbildung 63 analysiert werden. Die farblosen Balken repräsentieren dabei immer die Werte bezüglich der klassischen EOL-Strategie der Variante der linken Nachbarbalken.

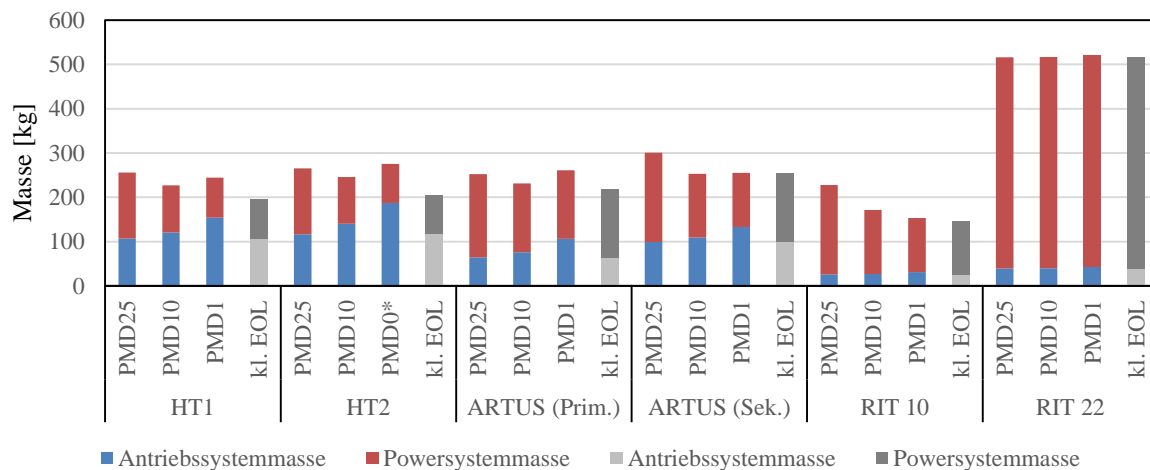


Abbildung 63: Gesamtmassen mit Subsystemanteilen (Antriebs-/Powersystem)

Hier wird deutlich, dass der HT1-Transfer, der für das PMD1 in der Gesamtbewertung den positivsten Ergebnisfaktor von 0,44 erhalten hat, auch insgesamt im Hinblick auf die sonstigen Varianten verhältnismäßig geringe Massen aufweist. Für die PMD1-Variante zeigt sich jedoch, dass sich hier für die RIT10-Variante die geringste Gesamtmasse ergibt. Interessant sind zudem auch die Anteile, die jeweils das Antriebs- bzw. Powersystem für die einzelnen Antriebsvarianten einnehmen. Entsprechend den Erwartungen ergeben sich die größten Powersystemmassen hinsichtlich der elektrischen Antriebsvarianten, wobei für den RIT 10 Antrieb deutlich zu erkennen ist, dass mit steigender PMD-Dauer die Masse des Powersystems ansteigt. Im Gegensatz dazu ist der Anstieg für die sonstigen

* Direkter Wiedereintritt

Varianten nicht so eindeutig erkennbar, da sich, mit Ausnahme der RIT22-Variante, dort die geringste Masse für das 10-jährige PMD ergibt. Es ist gut zu sehen, wie sich durch die mit abnehmender PMD-Dauer geringer werdende Powersystemmasse und gleichzeitig zunehmende Antriebssystemmasse das Minimum für die mittlere PMD-Dauer ergibt. Hier ist für die ARTUS-Primärtriebsvariante zu sehen, dass sich die Masse Antriebssystems für die 10- und einjährige PMD-Variante nicht verändert, da dort genau wie für die RIT22-Variante, die Solarpanelfläche und somit auch die Solarpanelmasse für die ausschließliche Durchführung von CA-Manövern nach der nominellen Mission reduziert werden kann (s. Abschnitt 6.6.2). Die RIT22-Variante weist dabei mit einer Gesamtmasse von ca. 500 kg eine ungefähr doppelt so hohe Masse auf, wie die meisten der übrigen Varianten. Die große Masse ist hierbei auf das Powersystem, insbesondere auf die übermäßig ansteigende Masse der Batterie zurückzuführen. Dies liegt darin begründet, dass für die hier durchgeführten Betrachtungen gefordert wurde, dass zu jedem Zeitpunkt CA-Manöver durchgeführt werden können. In der Praxis werden die Batterien bei der Verwendung elektrischer Antriebe normalerweise so ausgelegt, dass diese während der Schattenphase nicht betrieben werden sollen [19]. Auf diese Weise könnte der hier beobachtete, starke Anstieg der Batteriemasse verhindert werden. Es lässt sich also sagen, dass der RIT22-Antrieb in dieser Form bzw. für dieses Vorhaben deutlich überdimensioniert und für die hier geforderten Bedingungen nicht geeignet wäre. Akzeptiert man die Einschränkung, dass der RIT22-Antrieb während der Schattenphase nicht betrieben werden kann, so würde sich die Masse des Powersystems auf 194 kg reduzieren, wodurch die Gesamtmasse, zusammen mit der sehr geringen Antriebsmasse von 39 kg bis 44 kg nicht ganz 240 kg erreichen und die RIT22-Variante somit nicht mehr aus den sonstigen Massen herausstechen würde. Da jedoch alle Antriebe unter derselben Voraussetzung betrachtet werden sollen dieser Aspekt nicht weiter verfolgt werden.

Als Nächstes sollen nun die Akkommodationsaspekte betrachtet werden, wobei sich folgendes Diagramm ergibt:

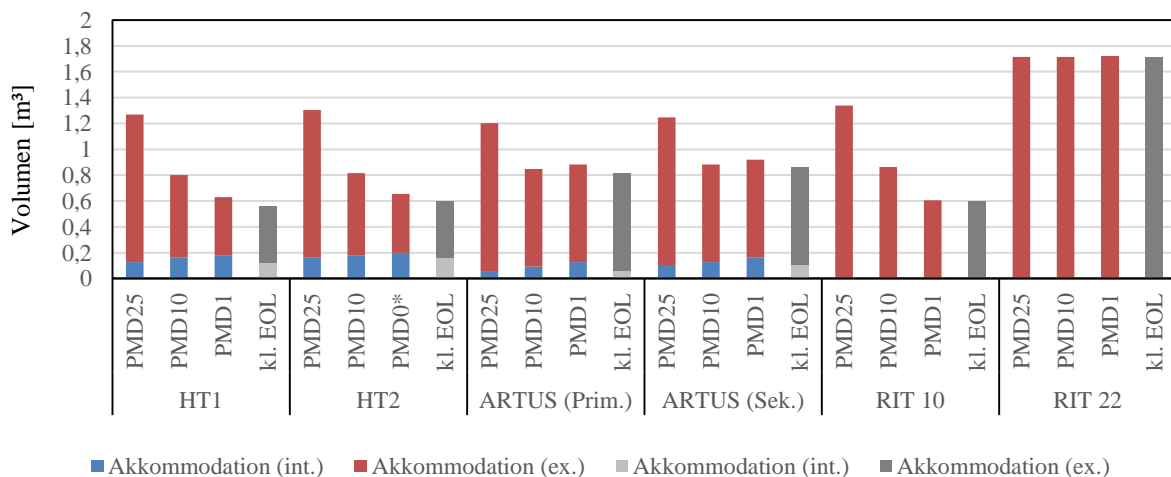


Abbildung 64: Volumina mit den jeweiligen Anteilen (intern/extern)

Hier ist ebenfalls zu vermerken, dass die HT1-Variante für das PMD1 das zweitgeringste Gesamtvolumen aufweist. Dies liegt hierbei einerseits darin begründet, dass bei dieser Variante aufgrund des chemischen Antriebs nur verhältnismäßig kleine Solarpaneele notwendig sind. Zum anderen ist auch der Anstieg, der durch die Änderung der EOL-Strategie hervorgerufen wird gegenüber der klassischen EOL-Strategie nur sehr gering, da die für Solarpaneele aufgrund der Leistungseinsparung durch die abgeschaltete Payload keine größere Fläche für das zusätzliche

* Direkter Wiedereintritt

Betriebsjahr benötigt wird. Insgesamt lässt sich bei den HT-Varianten erkennen, dass grundsätzlich ein Anstieg des internen Volumens, also dem Volumen innerhalb des Satelliten, mit einer Verlängerung der PMD-Dauer einhergeht. Hierbei weist das externe Volumen eine eher gegensätzliche Entwicklung auf, was analog zu den in Abbildung 63 beobachteten Aspekten erklärt werden kann. Genauso ergibt sich aus den gleichen Gründen bei den ARTUS-Varianten erneut ein Minimum für die mittlere PMD-Dauer, wobei bei der Primärvariante auch hier zu erkennen ist, dass das Powersystemvolumen für 10- und ein Jahr gleich bleibt.

Der insgesamt niedrigste Wert für das Gesamtvolumen ergibt sich erneut für die RIT10-Variante für das einjährige PMD, da sich hier nur ein äußerst geringes Tankvolumen von 0,007 m³ ergibt, obwohl das externe Volumen mit 0,599 m³ größer ist, als beispielsweise für die entsprechende HT1- oder HT2-Variante.

Der RIT22-Antrieb sticht hier ebenfalls heraus, bei dem das Volumen der Solarpanele aufgrund der großen Solarpanelfläche mehr als doppelt so groß ist, als bei den anderen Varianten. Hierbei ist anzumerken, dass das Volumen der Batterie bei den Betrachtungen nicht miteinbezogen wurde. Wäre dies der Fall, würde sich voraussichtlich auch das interne Volumen deutlich vergrößern.

Abbildung 65 zeigt nun die Ergebnisse für eine ausschließliche Berücksichtigung der Kostenkriterien.

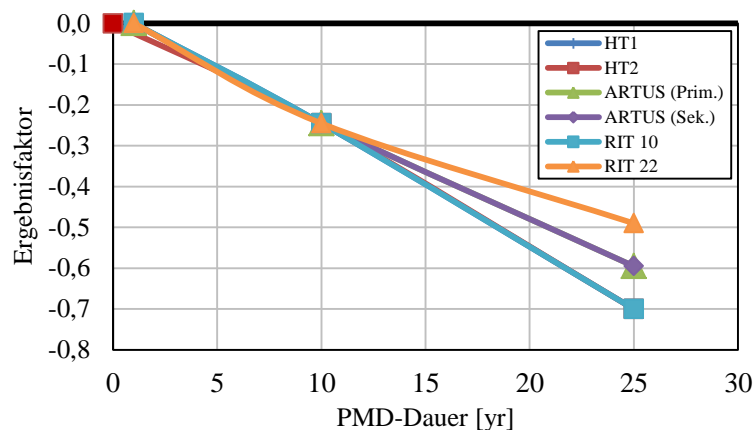


Abbildung 65: Bewertungsergebnis (Kosten)

Hier fällt auf, dass bezüglich der Kostenaspekte keine der Varianten vorteilhafte Bedingungen gegenüber der klassischen EOL-Strategie bieten kann. Die Gründe hierfür werden klar, wenn man bedenkt, dass für jede der Varianten mindestens die zeitabhängigen Kosten, also die Kosten für die Miete der Bodenstation und die Beschäftigung der Bodencrew, für wenigstens ein Jahr im Gegensatz zur klassischen EOL-Strategie ansteigen. Im Gegensatz dazu sind die zusätzlichen Kosten für das einjährige PMD so gering, dass es nicht in einer negativeren Bewertung resultiert. Die zunehmende Abnahme der Ergebnisfaktoren für einen Anstieg der PMD-Dauer begründet sich für die Monopropellant-Varianten ausschließlich über die ansteigenden zeitabhängigen Kosten. Es ist bei allen Varianten im Bereich von 1 bis 10 Jahren PMD-Dauer eine gleichstarke Abnahme der Ergebnisfaktoren zu erkennen, wobei diese anschließend für die beiden ARTUS-Varianten, insbesondere aber für die RIT2- Variante für höhere PMD-Dauern schwächer abfallen, als für die restlichen Varianten.

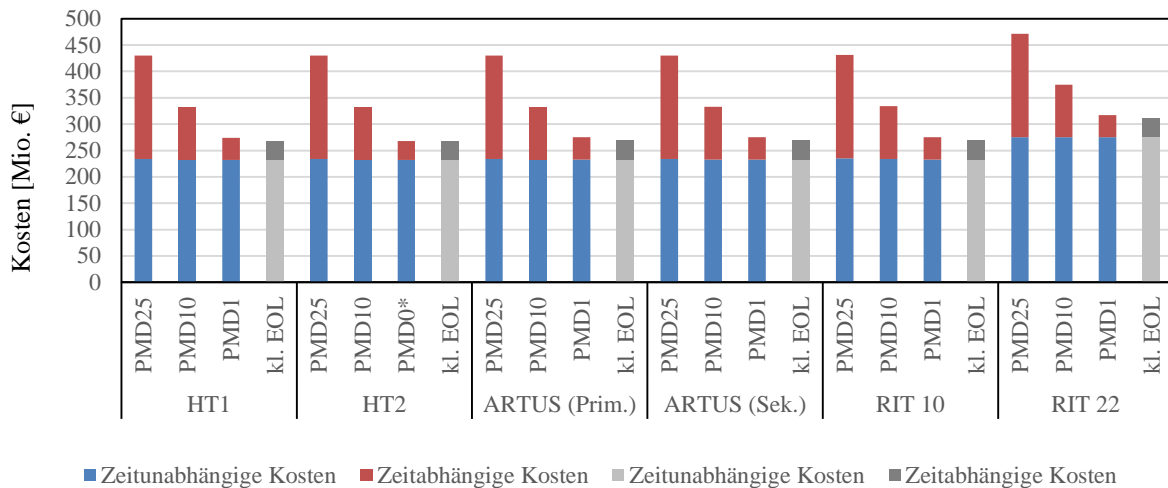


Abbildung 66: Gesamtkosten mit Anteilen (zeitunabhängig/zeitabhängig)

Bei Betrachtung der Absolutzahlen wird sofort deutlich, dass hinsichtlich der zeitunabhängigen Kosten nur sehr geringe Unterschiede sowohl zwischen den Varianten selbst, als auch zwischen der alternativen und der klassischen EOL-Strategie existieren. Diese liegen hierbei alle im Bereich zwischen 232 und 236 Mio. €. Auch hier bildet die RIT22-Variante erneut eine Ausnahme, da dort aufgrund der Notwendigkeit einer leistungsstärkeren Trägerrakete, unter der Voraussetzung einer uneingeschränkten Nutzung des RIT22-Antriebs und der somit übermäßig ansteigenden Batteriemasse, die Kosten im Vergleich zu den sonstigen Variante um ca. 40 Mio. € höher liegen. Die geringen Unterschiede zwischen den anderen Varianten entstehen hierbei lediglich bei den elektrischen Antrieben aufgrund von Vergrößerungen der Solarpanelflächen, bei denen verhältnismäßig große Kosten pro Quadratmeter anfallen. Bezüglich der zeitabhängigen Kosten sieht man hier, dass diese aufgrund der relativ geringen zusätzlichen Betriebsdauer von nur einem Jahr lediglich einen Anteil von ungefähr 15% der Gesamtkosten ausmachen. Diesbezüglich existieren hier zwischen den Varianten keinerlei Unterschiede, da diese Kosten unabhängig von der verwendeten Antriebsvariante sind. Es ist jedoch auch zu erkennen, wie stark die zeitabhängigen Kosten mit steigender PMD-Dauer zunehmen, sodass sie für das 25-jährige PMD einen Anteil von fast 50% der Gesamtkosten einnehmen, sodass sich dabei Mehrkosten gegenüber der PMD1-Variante von insgesamt bis zu 160 Mio. € ergeben. Die einzige Ausnahme diesbezüglich bildet hier der direkte Wiedereintritt (HT2), bei dem die identischen Kosten anfallen wie für die klassische EOL-Strategie, da auch hier der Satellitenbetrieb mehr nach der nominellen Mission nicht weitergeführt wird.

Im letzten Schritt sollen nun noch die Aspekte hinsichtlich der SD-Erzeugung betrachtet werden, wobei sich folgendes Diagramm ergibt:

* Direkter Wiedereintritt

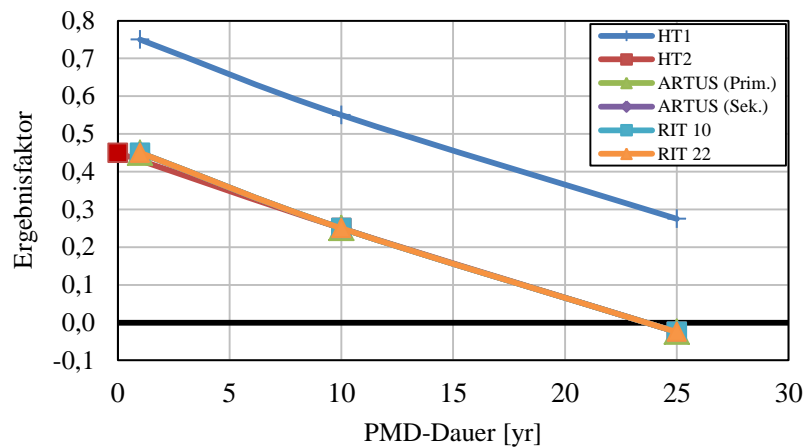


Abbildung 67: Bewertungsergebnis (SD-Erzeugung)

Hier zeichnen sich gänzlich andere Bedingungen ab, als bei den zuvor betrachteten Aspekten. Es ist zu erkennen, dass nahezu alle Varianten einen deutlichen Vorteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie aufweisen. Dabei wird klar, dass der Grund für die Überlegenheit der HT1-Variante, die sich bereits in der Gesamtbetrachtung (s. Abbildung 61) abgezeichnet hat, hauptsächlich auf die positiven Bedingungen hinsichtlich der SD-Erzeugung zurückzuführen ist. Auch die anderen Manövriervarianten beziehen ihren größten Vorteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie aus der Reduzierung der Risiken, wobei genau den Grundgedanken der alternativen EOL-Strategie ausmacht. Es wird jedoch auch deutlich, dass mit allen Varianten, ausgenommen der HT1-Variante, ab einer PMD-Dauer von etwa 23 Jahren keine Vorteile mehr über die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie erzielt werden können. Der Grund hierfür liegt im Explosionsrisiko, dass sich mit zunehmender PMD-Dauer erhöht, jedoch für die klassische EOL-Strategie, aufgrund der Passivierung, nach der nominellen Mission nicht weiter vorhanden ist. Bei der HT1-Variante kann hingegen, gegenüber den anderen Varianten ein deutlicher Vorteil in der Reduzierung des Risikos für kritische Kollisionen ausgemacht werden, sodass sich der auch hier vorhandene Anstieg des Explosionsrisikos kaum bemerkbar macht. Dabei hat sich jedoch bereits gezeigt, dass ein derart langer Weiterbetrieb des Satelliten unter Einbezug der sonstigen Aspekte ohnehin nicht lohnenswert wäre.

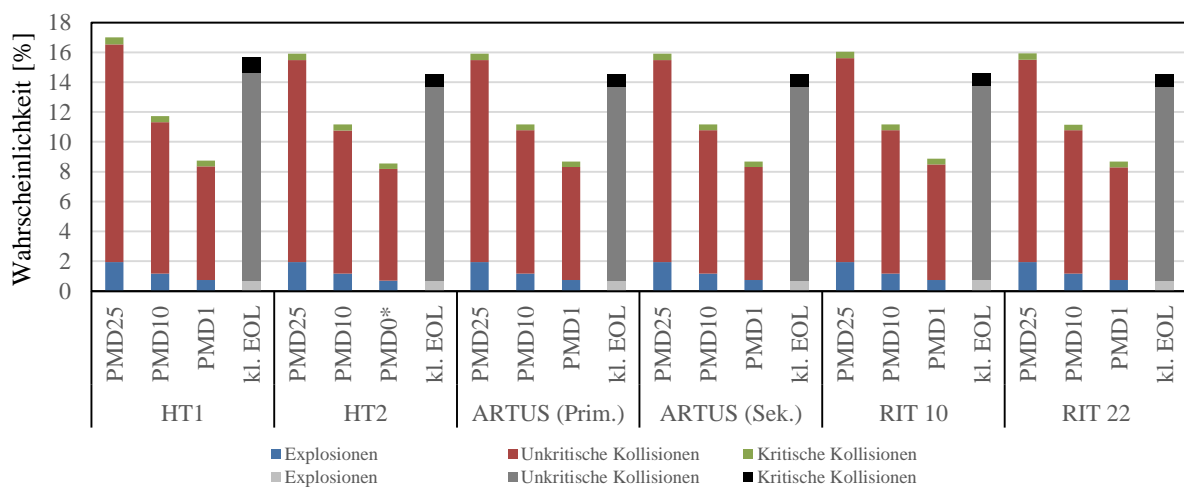


Abbildung 68: Wahrscheinlichkeiten (Explosionen/unkritische Koll./krit. Koll.)

* Direkter Wiedereintritt

Aus der Betrachtung der Wahrscheinlichkeitswerte wird deutlich, dass die alternative EOL-Strategie Vorteile hinsichtlich der Risiken bieten kann. Sehr deutlich erkennt man, dass sich das Risiko für unkritische Kollision für kurze PMD-Dauern drastisch verringert. Es fällt jedoch auch auf, dass eine Umsetzung der alternativen EOL-Strategie mit einer 25-jährigen PMD-Dauer nachteilige Bedingungen aufgrund des nicht passivierten Satelliten bieten würde. Neben dem sich nicht verändernden Risiko der unkritischen Kollisionen und dem Risiko für kritische Kollisionen, das ebenfalls unverändert klein bleibt, resultiert durch den nicht passivierten Satelliten ein größeres Explosionsrisiko. Es zeigt sich, dass der zuvor identifizierte positive Effekt der HT1-Variante darauf zurückzuführen ist, dass die Kollisionsrisiken aufgrund der sehr elliptischen Transfertrajektorie in der klassischen EOL-Strategie deutlich höher sind und sich so eine größere Reduzierung der Risiken ergibt, als bei den sonstigen Varianten. Insgesamt ergeben sich für die HT1-Variante jedoch dennoch leicht höhere Risikowerte als für die anderen Varianten, wobei dieser Nachteil sich für das PMD1 nahezu aufgelöst hat. In diesem Fall bieten alle Varianten somit die gleichen Bedingungen.

Bei Betrachtung des oben stehenden Diagramms stellt sich an dieser Stelle außerdem die Frage, ob sich für eine Mischung der beiden Ansätze die gleichen, oder in Bezug auf die Kostenaspekte, sogar noch bessere Bedingungen ergeben würden. Denkbar wäre es, dass das Prinzip der PMD1-Variante beibehalten wird, der Satellit aber dennoch nach Erreichen des relativ geringen PMD-Orbits passiviert werden würde. Betrachtet man nur den Zeitraum nach Erreichen des PMD-Orbits, so ergibt sich mit *ARES*, dass das Risiko für Kollisionen mit Space Debris einer Größe von über 10 cm hinsichtlich des Beispielssatelliten mit den Parametern aus Tabelle 8 für circular-to-circular Transfers nur noch bei ca. 0,005% und für circular-to-elliptic bei 0,014% liegt. Die Mehrkosten, um den Satelliten für diesen Zeitraum weiter zu betreiben, betragen mit den hier zugrunde gelegten Zahlen ca. 6,5 Mio. € für die Mission Operations. Es ist dabei jedoch anzumerken, dass sich, neben dem reduzierten Kollisionsrisiko, gleichzeitig in Folge der alternativen EOL-Strategie auch Vorteile hinsichtlich Systemkomplexität und Fehlerrisiken innerhalb des Systems durch die fehlenden Passivierungskomponenten ergeben. Zudem erhöht sich aber auch die Explosionswahrscheinlichkeit während dieses zusätzlichen Jahres des Satellitenbetriebs aufgrund der nicht durchgeführten Passivierung, nach dem hier zugrunde gelegten Modell, um ca. 0,05%. Es muss somit abgewägt werden, wie groß genau der Kosten-Nutzen-Faktor des Weiterbetriebs des Satelliten ist, wobei hier in erster Linie die Möglichkeit der aktiven Beeinflussung der SD-Umgebung durch die Verhinderung von kritischen Kollisionen berücksichtigt werden muss. Wie in Abschnitt 6.4.1 ermittelt, kann für den PMD-Zeitraum von einem Jahr je nach Transfervariante noch immer von zwei bis fünf Situationen ausgegangen werden, in denen der Satellit einem deutlich erhöhten Kollisionsrisiko ausgesetzt ist. Aus dieser Sicht heraus zeichnet sich ab, dass der Weiterbetrieb des Satelliten durchaus sinnvoll ist. Insbesondere wenn man hierbei bedenkt, dass ein passivierter Satellit in diesen Situationen keine Möglichkeit mehr besitzt, auf das erhöhte Kollisionsrisiko zu reagieren.

Tabelle 116: Bewertungstabelle

	HT1			HT2			ARTUS (Prim.)			ARTUS (Sek.)			RIT 10			RIT 22			komb. Gewichtungs- faktor
	25	10	1	25	10	1*	25	10	1	25	10	1	25	10	1	25	10	1	
Masse des Antriebssystems	0	-1	-1	0	-1	-2	0	-1	-1	0	0	-1	0	0	0	0	0	0	0,0375
Masse des Powersystems	-2	-1	0	-2	-1	0	-1	0	0	-1	0	0	0	-1	0	0	0	0	0,0375
Passivierung	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	0,0255
Akkommodation (intern)	0	-1	-1	0	0	0	0	-1	-2	0	0	-1	0	0	0	0	0	0	0,0255
Akkommodation (extern)	-2	-1	0	-2	-1	0	-1	0	0	-1	0	0	-1	-1	0	0	0	0	0,0255
Zeitunabhängige Kosten	-2	0	0	-2	0	0	-1	0	0	-1	0	0	-2	0	0	0	0	0	0,105
Zeitabhängige Kosten	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	0,245
Risiko: Explosion	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	-2	-1	0	0,125
Risiko: Unkritische Kollisionen (< 10 cm)	-1	1	2	-1	1	2	-1	1	2	-1	1	2	-1	1	2	-1	1	2	0,075
Risiko: Kritische Kollisionen (> 10 cm)	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0,3
Ergebnisfaktor	-0,50	0,23	0,74	-0,80	-0,04	0,43	-0,63	-0,01	0,41	-0,63	0,06	0,44	-0,80	-0,01	0,50	-0,46	0,06	0,50	

* Direkter Wiedereintritt

8. Zusammenfassung und Ausblick

Im letzten Teil dieser Arbeit werden die ermittelten Ergebnisse noch einmal reflektiert. Gleichzeitig wird jedoch auch noch einmal aufgezeigt, an welchen Stellen dieser Arbeit aufgrund der begrenzten Bearbeitungszeit vereinfachte Annahmen getroffen werden mussten und welche Ungenauigkeiten sich dadurch ergeben. Darüber hinaus soll ein Ausblick darüber gegeben werden, mit welchen weiteren Schritten aus den hier hervorgebrachten Ergebnissen und angewandten Methoden in der Zukunft noch bessere Erkenntnisse für die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie gewonnen werden können.

Wie im vorigen Kapitel beschrieben, ergeben sich im direkten Variantenvergleich mit der klassischen EOL-Strategie für die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie die größten Vorteile für einen HT1-Transfer mit einer möglichst kurzen PMD-Dauer. Für den Transfer von einem 850 km Missionsorbit auf einen 1-Jahres PMD-Orbit wird hierbei, im Vergleich mit den meisten anderen Varianten, eine verhältnismäßig hohe Treibstoffmasse von (ideal) knapp 79 kg benötigt. Aufgrund des relativ schwachen Airbus Safran 20N Triebwerks mit einem Schub am Ende der nominellen Mission von ca. 7,9 N erhöht sich dieser unter der Akzeptanz eines Gravity-Loss von 2% auf ungefähr 81 kg. Für die gesamte Mission müssen in diesem Fall somit ca. 137 kg Treibstoff eingeplant werden. Die Masse des Antriebssystems beläuft sich somit auf 154 kg unter Einbezug der verschiedenen Komponentenmassen. Der Anspruch an das Powersystem hingegen ist hierbei, im Vergleich zu den Varianten mit elektrischen Antrieben sehr gering, sodass eine Fläche der Solarpanele von 6,9 m² zur Sicherstellung der elektrischen Energie ausreichend ist. Bezüglich der Akkommodation innerhalb des Satelliten ergeben sich dabei für die Architektur des Systems lediglich geringfügig schlechtere Platzverhältnisse, da das Volumen der Tankstruktur von ca. 126 Liter auf 175 Liter ansteigt.

Tabelle 117 fasst die ermittelten notwendigen Ressourcen für die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie mittels der HT1-Variante noch einmal zusammen und gibt gleichzeitig an, inwiefern sich diese von den für die klassische EOL-Strategie benötigten Ressourcen unterscheiden (positives Vorzeichen $\hat{=}$ Zuwachs in der alternativen EOL-Strategie).

Tabelle 117: Ressourcentabelle und Vergleich mit kl. EOL-Strategie

Parameter	Wert	Vgl. klassische EOL-Strategie
Antriebssystemmasse [kg]	154	+47
Gesamttreibstoffmasse [kg]	137	+43
Tankmasse [kg]	13	+4
Powersystemmasse [kg]	90	+2
Solarpanelfläche [m ²]	7,1	+0,3
Solarpanelmasse [kg]	40	+2
Batteriemasse [kg]	51	0
Volumen intern [m ³]	0,176	+0,049
Volumen extern [m ³]	0,454	+0,02
Zeitunabhängige Kosten [Mio. €]	232	0
Startkosten [Mio. €]	32	0
Solarpanelkosten [Mio. €]	1,21	+0,05
Zeitabhängige Kosten [Mio. €]	41,9	+6,4
Bodenstation [Mio. €]	19,8	+3,3
Mission Operations [Mio. €]	22,1	+3,1

Vergleicht man die notwendigen Komponenten für diesen Antrieb mit den für die elektrischen Antriebe notwendigen Komponenten, kann zusätzlich ein klarer Vorteil hinsichtlich der Komplexität festgestellt werden, da dort noch zusätzliche Komponenten, wie beispielsweise eine PPU, RFG oder

ggf. eine deutlich größere Batterie benötigt werden. Für die Akkommodation außerhalb des Satelliten und somit die Bedingungen bezüglich des Stauraums innerhalb der Trägerrakete ist weder eine Verschlechterung noch eine Verbesserung zu erwarten. Dies liegt darin begründet, dass dies in erster Linie durch die Solarpanele im kompakten Transportzustand beeinflusst wird und bei dieser Variante keine Änderung der Solarpanelfläche zu erwarten ist.

Bezüglich der Komplexität des Satellitensystems kann hingegen unabhängig von der betrachteten Variante für die alternative EOL-Strategie festgehalten werden, dass sich diese insgesamt durch die nicht benötigten Passivierungskomponenten verringert. Dadurch ergeben sich folglich positivere Bedingungen für die Integrationsprozesse, sowie für die Fehleranfälligkeit des Systems. Hier ist insbesondere zu nennen, dass die Passivierungskomponenten, ungeachtet dessen, ob sie für die Passivierung des Antriebs- oder der Powersystems zuständig sind, immer eine Gefahr für die gesamte Mission darstellen. Da auch diese Komponenten fehlerhaft sein können und sich die Zuverlässigkeit, genau wie bei allen anderen Komponenten, mit der Zeit verringert, besteht dabei immer das Risiko, dass diese Komponenten aufgrund eines Fehlers den Satelliten bereits während der nominellen Mission passivieren. In diesem Fall ist dieser nicht mehr zu kontrollieren, sodass die Mission in jedem Fall gescheitert wäre. Diese Gefahr erübrigt sich somit gänzlich für die alternative EOL-Strategie, wodurch sich insgesamt die Wahrscheinlichkeit für eine erfolgreiche Mission erhöht.

Vor allem aber verringert sich die Wahrscheinlichkeit, dass durch die den somit neu in einen Orbit gebrachten Satelliten die Space Debris Population vergrößert. Dies wird insbesondere dadurch erreicht, dass zu keinem Zeitpunkt der Mission die Kontrolle über den Satelliten abgegeben wird. Der große Vorteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie besteht hier darin, dass kritische Kollisionen, also Kollisionen mit Space Debris einer Größe von mehr 10 cm, bei denen erfahrungsgemäß eine sehr große Anzahl von neuen, kleinen und somit gefährlichen Space Debris Objekten entsteht, entsprechend der in der Praxis akzeptierten Kollisionswahrscheinlichkeit verhindert werden können. Die Gefahren unkritischer Kollisionen, die sich aufgrund der nicht gegebenen Detektierbarkeit kleiner SD-Objekte (< 10 cm) nicht aktiv verringern lässt, kann durch den verkürzten Zeitraum bis zum Wiedereintritt ebenfalls deutlich geschmälert werden, wobei dieser Aspekt nicht direkt als Vorteil der alternativen EOL-Strategie angesehen werden kann. Auch das Risiko einer Explosion des Satellitensystems, dass sich gemäß den hier getroffenen Annahmen für längere Zeiträume vergrößert, verringert sich durch eine Verkürzung der PMD-Dauer. Dabei ist jedoch anzumerken, dass sich hier insgesamt ein Nachteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie ergibt, da dort bereits nach der Passivierung im Anschluss an die nominelle Mission eine Explosion des Satelliten ausgeschlossen werden kann.

Bezüglich der Kosten kann hier zwar ebenfalls kein Vorteil gegenüber der klassischen EOL-Strategie erzielt werden, da sich in jedem Fall die Dauer und somit auch die Kosten für die Mission Operations und die Miete der Bodenstation erhöhen. Diese zusätzlichen Kosten liegen dabei in einem Bereich von knapp 7 Mio. €.

In der hier durchgeführten Analyse war es jedoch auch notwendig, aufgrund der begrenzten Bearbeitungszeit mehrere vereinfachte Annahmen zu treffen, die bei der Interpretation der vorgestellten Ergebnisse berücksichtigt werden müssen. Grundsätzlich musste sich im Zuge Analyse auf die Missionselemente und Subsysteme beschränkt werden, die am stärksten von einer Änderung der EOL-Strategie betroffen sind. Betrachtet man hier die Kostenaspekte, wurden hier beispielsweise Kostenänderungen für größere Tankstrukturen oder Batterien, ein anderes Triebwerk oder für Zusatzkomponenten wie eine PPU nicht miteinbezogen. Dies könnte ggf. dazu führen, dass die Kosten für den Satelliten hinsichtlich der elektrischen Antriebe in der Praxis höher sind als hier angegeben. Auch hinsichtlich der Kosten für die Mission Operations wurde hierbei von einem gewöhnlichen Operationskonzept ausgegangen, wie es für eine vergleichbare Erdbeobachtungsmission für den normalen Betrieb vorstellbar wäre. Andererseits wurden jedoch in allen Aspekten grundsätzlich worst-

case Annahmen getroffen oder berechnete Werte entsprechend der worst-case Philosophie auf- oder abgerundet, sodass geringe Unsicherheiten und Abweichungen aufgrund von der vereinfachten Annahme in Berechnungen möglichst gut kompensiert werden.

Ein weiterer einschränkender Aspekt, der bei der Betrachtung der Ergebnisse berücksichtigt werden muss, ist die geringe Anzahl an PMD-Zeiträumen, für die die Parameter der Varianten berechnet wurden. Insgesamt ist es mit diesen Informationen zwar möglich, die Bereiche abzuschätzen, in denen sich die Werte der Parameter insgesamt bewegen, jedoch können keine genauen Angaben darüber gemacht werden, wie genau sich die Werte zwischen den berechneten PMD-Zeiträumen entwickeln.

Um hier einen genaueren Überblick über die Entwicklung jedes einzelnen Parameters zu bekommen, können die Abstände zwischen den berechneten PMD-Zeiträumen verkürzt und somit auch die Anzahl der betrachteten PMD-Dauern erhöht werden. Dies würde gleichzeitig dazu führen, dass sich die Bereiche verkleinern, über die die Werte interpoliert werden müssen, wie es beispielsweise in den Diagrammen bezüglich der Ergebnisfaktoren notwendig war. Für eine Steigerung der Aussagekraft der Risikowerte wäre darüber hinaus sinnvoll, detailliertere Modelle für die Bestimmung der Zuverlässigkeit und die Explosionswahrscheinlichkeit zu verwenden, wobei diese in zukünftigen Betrachtungen ggf. sogar auf Komponentenebene durchgeführt werden könnte. Für die hier durchgeführte Analyse wurden rein empirisch ermittelte Modelle verwendet, bei denen das Satellitensystem als Ganzes betrachtet wurde und mit denen es lediglich möglich ist, auf Basis von historischen Daten einen zeitabhängigen Verlauf des jeweiligen Risikos abzuschätzen. Hierbei wäre es darüber hinaus sinnvoll, in die Modelle die Option redundant ausgelegter Komponenten miteinzubeziehen, da dies eine verhältnismäßig günstige Möglichkeit darstellt, eine Steigerung der Zuverlässigkeit auf Kosten eines Anstiegs der Satellitenmasse und ggf. einer Erhöhung der Systemkomplexität zu erreichen.

Um gleichzeitig auch eine genauere Abschätzung der Kollisionsrisiken zu erreichen, könnte hierbei zum einen eine feinere Diskretisierung der Höhensektoren erfolgen, wodurch eine deutlich größere Anzahl an Werten für die Kollisionswahrscheinlichkeiten der einzelnen Höhen verwendet werden könnte. Es ist dabei auch denkbar, dass die Kollisionswahrscheinlichkeiten während der Transferprozesse hier noch detaillierter betrachtet werden, wobei sich dieser Aspekt hauptsächlich auf die HT1- und HT2-Variante bezieht, bei denen dabei die zusätzlichen Orbitumläufe zur Aufteilung der Manöver miteinbezogen werden könnten. Als Letztes besteht zur Verbesserung der Risikoabschätzung noch die Möglichkeit, die Auswirkungen und Gefahren durch die Passivierungskomponenten in den Betrachtungen zur klassischen EOL-Strategie zu konkretisieren. Hierbei kann beispielsweise im Zuge der Risikoanalyse noch zwischen den Komponenten der Passivierung des Antriebs- und des Powersystems unterschieden werden und zudem genauere Informationen bezüglich deren Zuverlässigkeit als Grundlage der Risikoabschätzung verwendet werden. Somit würden noch bessere Erkenntnisse darüber erlangt werden, wie genau sich die Wahrscheinlichkeiten für den Erfolg bzw. das Scheitern einer Mission durch die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie verändern.

Für zukünftige Analysen wäre es darüber hinaus sinnvoll, die Vergleiche nicht nur, wie in der hier durchgeführten Trade-Off Studie, relativ zwischen den Konzepten mit gleicher Antriebsart bezüglich klassischer und alternativer EOL-Strategie durchzuführen, sondern eine globale Vergleichsmöglichkeit zu schaffen. Durch eine derartige, möglichst variantenübergreifende und allgemeine Art der Auswertung, könnten sich somit noch bessere Erkenntnisse darüber ergeben, wie lohnenswert eine Umsetzung der alternativen EOL-Strategie tatsächlich in Anbetracht der technischen Möglichkeiten ist. Diese variantenübergreifende Art des Vergleichs wurde in dieser Arbeit nur in Kapitel 7.3 anhand der ermittelten Ergebnisse durchgeführt. Sie war dabei jedoch kein Teil der Trade-Off Studie und unterlag somit auch keiner direkten Methodik bei der diese Aspekte unter bestimmten Kriterien und Gewichtungen analysiert werden können.

Für zukünftige Betrachtungen sollten außerdem noch weitere, die sich durch ein derart durchgeführtes PMD ändernden Aspekte und Entwicklungen näher untersucht werden. Hier ist beispielsweise das Mission Operations Konzept zu nennen, das für eine derartige Phase wie der hier in Kapitel 6.2 definierten *Post Mission Operations* Phase noch nicht bekannt ist. Hierbei muss zukünftig ermittelt werden, wie viele Personen tatsächlich für diesen Zeitraum nach der nominellen Mission bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts für eine ausschließliche Durchführung von CA-Manövern benötigt werden. Dies stellt einen wichtigen Aspekt hinsichtlich der zusätzlich entstehenden Kosten dar und entscheidet somit ebenfalls darüber, wie lohnenswert eine Umsetzung der alternativen EOL-Strategie tatsächlich ist. Hier wurde bislang davon ausgegangen, dass sich die benötigte Anzahl an Operatoren nur geringfügig ändert, wobei hauptsächlich die Notwendigkeit eines Nutzlastexperten entfällt und sich der Aufwand für die übrige Bodencrew insgesamt reduziert. Dadurch ergab sich für den Zeitraum der *Post Mission Operations* eine Ersparnis von insgesamt einem Personenjahr, was unter den hier zugrunde gelegten Informationen einem jährlichen Betrag von ca. 720.000 € entspricht. Es wäre somit sinnvoll, durch eine genauere Analyse des Operationskonzepts zu ermitteln, welche Wege und Möglichkeiten es gibt, die benötigte Anzahl an Operatoren und somit auch die fortlaufenden Kosten nach der nominellen Mission zu reduzieren, um so noch attraktivere Bedingungen und Argumente für eine Anwendung der alternativen EOL-Strategie zu schaffen.

Gleichzeitig sollten sich zukünftige Betrachtungen auch damit eingehender befassen, welche Auswirkungen eine solche Verfahrensweise mit ausgedienten Satelliten auf die Space Debris Umgebung tatsächlich hat. Es ist dabei insbesondere von Interesse, wie sich die SD-Population auf den dicht bevölkerten Orbits im Falle einer Umstellung der EOL-Strategie und somit auch der zukünftigen Vermeidung kritischer Kollisionen, durch den Selbstheilungsprozess verändern. Es wäre dabei ebenfalls ein interessanter Aspekt für die Untersuchung, ob sich durch die längere Betriebszeit der Satelliten durch eventuelle Explosionen, deren Wahrscheinlichkeit sich dadurch folglich erhöht, die Durchschnittsgröße der sich in den Orbits befindlichen SD-Objekte ändert. Der Trend würde somit erfahrungsgemäß von der Entstehung vieler kleinerer Objekte zu einer eher kleineren Anzahl von größeren Objekten tendieren, wodurch die Bedingungen in den Orbits für zukünftige Raumfahrtmissionen verändern könnten. Geht man somit davon aus, dass die Entstehung neuer kleiner SD-Objekte aus kritischen Kollisionen durch eine vollständige Umsetzung der alternativen EOL-Strategie ab dem Jahr 2017 gestoppt wird, so könnten Objekte einer Größe von 10 cm, gemäß der Orbitpropagation mit *DRAMA* (Parameter: $m = 0,2 \text{ kg}$; $c_D = 2$; ECSS Solar Sample), bereits vor dem Jahr 2100 vollständig aus den Orbitbereichen bis zu einer Höhe um die 850 km verschwinden. Für Objekte einer Größe von ca. 5 cm hingegen könnte dieser Fall ungefähr bis zum Jahr 2175 eintreten (Parameter: $m = 0,1 \text{ kg}$; $c_D = 2$; ECSS Solar Sample). Entsprechend länger wird der Selbstheilungsprozess dieser Orbits für kleinere Objekte verlaufen (> 200 Jahre).

Als Abschluss dieser Arbeit kann somit festgehalten werden, dass die Umsetzung der alternativen EOL-Strategie durchaus einen lohnenswerten Ansatz für zukünftige Raumfahrtmissionen, insbesondere im Hinblick auf die SD-Entwicklung, darstellen kann. Hierbei ist besonders zu erwähnen, dass sich für das zusätzliche Jahr, mit den hier angenommenen Zahlen, Mehrkosten von weniger als 10 Mio. € ergeben, mit denen bis zum Zeitpunkt des Wiedereintritts eine Durchführbarkeit von CA-Manövern realisiert werden könnte. An dieser Stelle kann zudem weiterführend geprüft werden, ob eine Mischung aus dem Ansatz der alternativen EOL-Strategie und der klassischen EOL-Strategie ggf. eine noch lohnenswerte Möglichkeit darstellen würde. Betrachtet man dabei beispielsweise einen Satelliten, dessen Masse sich in einem Rahmen bewegt, in dem ein Massenzuwachs die Nutzlastkapazität der Trägerrakete nicht übersteigen würde, könnte es durchaus sinnvoll und bereits ausreichend sein, einen sehr niedrigen PMD-Orbit (vgl. PMD1) zu wählen. Betrachtet man hier die Manöveranalyse aus Kapitel 6.4.1 sieht man, dass gemäß den in den Anforderungen der ESA vorgegebenen CA-Manöverfrequenzen für einen 25 Jahre andauernden PMD-

Prozess ungefähr 50 CA-Manöver angenommen werden müssten. Für die klassische EOL-Strategie, bei der die heutigen Satelliten genau diesen De-Orbit Prozess durchlaufen müssen, ist die Durchführung dieser Manöver nicht mehr möglich, sodass bei jeder dieser Situationen die Möglichkeit einer kritischen Kollision besteht. Dieser Aspekt verdeutlicht noch einmal, dass eine Reduzierung der PMD-Dauer bereits ausreichen kann, um eine vorteilhafte Entwicklung der SD-Umgebung in Gang zu setzen. Auch hier könnten jedoch ggf. zukünftige Analysen der De-Orbit Prozesse genauere Informationen über die tatsächlichen Kollisionswahrscheinlichkeiten und somit auch den Gefahren während dieses 25 Jahre andauernden Natural Decays liefern.

Als Letztes lässt sich somit sagen, dass die alternative EOL-Strategie unter den hier getroffen Annahmen für niedrige PMD-Orbits als durchaus umsetzbar erachtet werden kann. Sie besitzt das Potential, durch die aktive Vermeidung von kritischen Kollisionen, der Reduzierung der Dauer des Verbleibs des Satelliten in der LEO-Protected Region und der gleichzeitigen Verringerung der Gefahr von Kontrollverlusten durch die ausbleibende Passivierung die Space Debris Population auf lange Sicht positiv zu beeinflussen. Die SD-Umgebung im LEO-Bereich würde somit in jedem Fall nachhaltig dahingehend verändert werden, dass sich die Bedingungen für zukünftige Raumfahrtmissionen insgesamt verbessern und sich dadurch deren Erfolgswahrscheinlichkeiten vergrößern werden.

9. Literaturverzeichnis

- [1] Klinkrad, H. (2006). *Space Debris – Models and Risk Analysis*. Berlin, Heidelberg, New York: Springer-Verlag.
- [2] Bonnal, C. (2016). *A Brief Historical Overview of Space Debris Mitigation Rules in CleanSpace Industrial Days*, ESTEC, Noordwijk, NL.
- [3] ISO 24113:2011(E) (2011). *Space Systems – Space debris mitigation requirements*. International Standard, Second edition.
- [4] Wiedemann, C. (2014). *Final Report - Maintenance of the ESA MASTER Model*. Institute of Aerospace Systems, TU Braunschweig.
- [5] Union of Concerned Scientists. UCS Satellite Database. Retrieved from: <http://www.ucsusa.org/nuclear-weapons/space-weapons/satellite-database#.WSnhpevyjIU> [13. März 2017]
- [6] Krebs, G. D. Gunter's Space Page. Retrieved from: <http://space.skyrocket.de/> [24. Mai 2017]
- [7] Wiedemann, C. (2017). *Emailkorrespondenz: Space Debris Population*, TU Braunschweig.
- [8] Wikipedia (2017). Fengyun-1C. Retrieved from: <https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Fengyun-1C&oldid=161864012>. [24. Mai 2017]
- [9] Young, K. (2007). Anti-satellite test generates dangerous space debris. Retrieved from: <https://www.newscientist.com/article/dn10999-anti-satellite-test-generates-dangerous-space-debris/> [24. Mai 2017]
- [10] Weeden, B. (2010). 2009 Iridium-Cosmos Collision Fact Sheet. Retrieved from: https://swfound.org/media/6575/swf_iridium_cosmos_collision_fact_sheet_updated_2012.pdf [28. Mai 2017]
- [11] Wikipedia (2017). Kessler-Syndrom. Retrieved from: <https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Kessler-Syndrom&oldid=167006868> [9. Juli 2017]
- [12] National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2011). *NASA Technical Standard - Process for Limiting Orbital Debris*. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration (NASA).
- [13] Wertz, J. R., & Larson, W. J. (2003). *Space Mission Analysis and Design*. Third Edition Hrsg., El Segundo, CA, USA: Microcosm Press.
- [14] Brown, C. D. (2003). *Elements of Spacecraft Design* (AIAA Education). USA: AIAA Education.
- [15] Kohlhasse, A. (2017). *Emailkorrespondenz: Mission Operations*, Bremen: OHB System AG.

- [16] Wikipedia (2017). Ausfallrate. Retrieved from:
<https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Ausfallrate&oldid=165676028> [23. Juni. 2017]
- [17] Caset, J. F. & Saleh, J. H. (2009). *Satellite Reliability: Statistical Data Analysis and Modeling* in *AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition*, Pasadena, CA, USA.
- [18] van der Plas, T. (2017). *Emailkorrespondenz: Kosten von Galliumarsenid Solarpanelen*, Bremen: OHB System AG.
- [19] Meyer, J. C. (2017). *Persönliches Gespräch: Allgemeine Informationen*, Bremen: OHB System AG.
- [20] Vallado, D. A. (2007). *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. 3rd Edition Hrsg., Hawthorne, CA, USA: Springer-Verlag New York.
- [21] Sellers, J. J., Astore, W. J., Giffen, R. B., & Larson, W. J. (2007). *Understanding Space: An Introduction to Astronautics*, 3rd Edition Hrsg., USA: McGraw-Hill Education.
- [22] Gelhaus, J. (2014). *DRAMA Final Report - Upgrade of ESA's Space Debris Mitigation*. Institute of Aerospace Systems (ILR). TU Braunschweig.
- [23] Jobi, W. (2012). *Space Debris Mitigation*. German Aerospace Center - DLR.
- [24] Gabriele, A., Carnicero, B., Bensi, P., Duesmann, B., & Barat, I. (2013). *Guidelines for ΔV and propellant budget computation for spacecraft in LEO orbits* (Ref: EOP-SFP/2012-07-1656). Revision 3 Hrsg., European Space Agency.
- [25] Joint Space Operations Center (2017). *Space-track.org*. Retrieved from: <https://www.space-track.org/> [29. Januar 2017]
- [26] Earth Observation Portal, European Space Agency (2017). *Copernicus: Sentinel-2 – The Optical Imaging Mission for Land Services*. Retrieved from:
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/copernicus-sentinel-2>
[27. Mai 2017]
- [27] Wikipedia (2017). Sentinel-2. Retrieved from:
<https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Sentinel-2&oldid=164724333> [28. Mai 2017]
- [28] ISO 27852:2016 (2016). *Space systems – Estimation of orbit lifetime*. International Standard. Second Edition.
- [29] Wikipedia (2017). OSCAR 1. Retrieved from:
https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=OSCAR_1&oldid=160681626 [28. Mai 2017]
- [30] Airbus Safran Launchers GmbH (2017). *20 N Chemical Monopropellant Hydrazine Thruster*. Retrieved from: <http://www.space-propulsion.com/> [28. Mai 2017]

- [31] Physikalisches Institut der JLU-Gießen - Abt: Plasma- und Atomstoßphysik (2017). Die Familie der RIT-Triebwerke. Retrieved from: http://meyweb.physik.uni-giessen.de/EP-Antrieb/rit_hist.html [28. Mai 2017]
- [32] Bundesmann, C., Tartz, M., Scholze, F., Neumann, H., Leiter, H. J., Scortecci, F., Feili, D., Frigot, P.-E., & Gonzales del Amo, J. (2009). *In-situ temperature, grid curvature, erosion, beam and plasma characterization of a gridded ion thruster RIT-22 in 31st International Electric Propulsion Conference*, Ann Arbor, Michigan, USA.
- [33] Universität Stuttgart Institut für Raumfahrtssysteme (2016). Projekt ATOS: Erster Einsatz eines Arcjet-Triebwerks zur Bahnregelung eines nicht-geostationären Satelliten. Retrieved from: http://www.irs.uni-stuttgart.de/forschung/elektrische_raumfahrtantriebe/triebwerke/elektrotherm-tw/therm-lichtbogen-tw/tlt-atos.html [28. Mai 2017]
- [34] Wollenhaupt, B. (2017). *Persönliches Gespräch: Informationen zu elektrischen Antrieben*, Bremen: OHB System AG.
- [35] Dropmann, M. (2017). *Emailkorrespondenz: ARTUS Arcjet*. IRS, Universität Stuttgart.
- [36] Herdrich, W. B. G. & Le, Q.-H. (2016). *Overview of Thermal Arcjet Thruster Development in AEAT Journal*.
- [37] Institute of Space Systems (2016). Electronic Arcjet Database for Low, Medium and High Power Arcjets. University of Stuttgart.
- [38] Wikipedia (2017). Ion thruster. Retrieved from: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Ion_thruster&oldid=784210062 [16. Juni 2017]
- [39] Wikipedia (2017). Geosynchrone Umlaufbahn. Retrieved from: https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Geosynchrone_Umlaufbahn&oldid=165190787 [28. Mai 2017]
- [40] Frey, S., Lemmens, S., Bastida Virgili, B., & Flohrer, T. (2016). *Level of Adherence to SDM Guidelines in CleanspaceIndustrial Days 2016*, Noordwijk, NL.
- [41] Vogt, C. (2016). *TeSeR – Technology for Self-Removal of Spacecraft in 4th European Workshop on Space Debris Modelling and Remediation*, Paris, FRA.
- [42] Bonnet, F. (2013). *Passivation Techniques for Future Spacecraft to Comply with French Space Operations Act in 6th IAASS Conference*, Montreal, CA.
- [43] Bocquillon, N. & Dilhan, D. (2016). *Passivation device for Spacecraft Propulsion System in Clean Space Industrial Days*, Noordwijk, NL.
- [44] Hallmann, M. (2015). *Vorlesung: Missionsanalyse*. Universität Bremen.
- [45] Pollard, J. E. (2000). *Simplified Analysis of Low-Thrust Orbital Maneuvers*. The Aerospace Corporation, Los Angeles Air Force Base, CA.

- [46] Wikipedia (2017). Solar cycle 23. Retrieved from:
https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Solar_cycle_23&oldid=782204467 [24. Juni 2017]
- [47] Chobotov, V. A. (2002). *Orbital Mechanics*. Third Edition Hrsg., Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [48] Letizia, F., Colombo, C., Lewis, H. G., & Krag, H. (2016). *Development of a debris index in Stardust Final Conference on Asteroids and Space Debris*, University of Southampton.
- [49] Blau, P. (2017). Sentinel-2 Spacecraft Overview. Retrieved from:
<http://spaceflight101.com/copernicus/sentinel-2/> [28. Mai 2017]
- [50] Wikipedia (2017). Hydrazin. Retrieved from:
<https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Hydrazin&oldid=160866005> [29 Mai 2017]
- [51] ATK Space Systems Inc. (2017). Tank Data Sheets. Retrieved from: http://www.psi-pci.com/Data_Sheets1_main.htm [30. Mai 2017]
- [52] Edouard Perez (Ariane Space) (2014). Vega User's Manual Issue 4. Retrieved from:
www.arianespace.com [27. Juni 2017]
- [53] Winterboer, A. (2017). *Persönliches Gespräch: Informationen zur Konfiguration von Solarpanelen*, Bremen: OHB System AG.
- [54] Ellmers, F. (2017). *Persönliches Gespräch: Allgemeine Informationen für die Kostenanalyse*, Bremen: OHB System AG.
- [55] Wikipedia (2017). Vega (rocket). Retrieved from:
[https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Vega_\(rocket\)&oldid=785088436](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Vega_(rocket)&oldid=785088436) [16. Juni 2017]
- [56] Leitenberger, B. (2014). Was kostet ein Raketenstart? Retrieved from: <https://www.bernd-leitenberger.de/startkosten.shtml> [16. Juni 2017]
- [57] Wikipedia (2017). Sojus (Rakete). Retrieved from:
[https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Sojus_\(Rakete\)&oldid=165599281](https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Sojus_(Rakete)&oldid=165599281) [6. Juli 2017]
- [58] Quantius, D., Rievers, B., & Maiwald, V. (2013). *Vorlesung: Raumflugmechanik*. Universität Bremen.
- [59] Wikipedia (2017). Apsidendrehung. Retrieved from:
<https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Apsidendrehung&oldid=166641546> [29. Juni 2017]
- [60] Wikipedia (2017). Siderisches Jahr. Retrieved from:
https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Siderisches_Jahr&oldid=156541880 [27. Mai 2017]
- [61] National Institute of Standards and Technology (NIST) (2017). Thermophysical Properties of Fluid Systems. Retrieved from: <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/> [25. Juni 2017]

[62] Wikipedia (2017). Erde. Retrieved from:

<https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Erde&oldid=164177692> [28. Mai 2017]

[63] Wikipedia (2017). Power processing unit. Retrieved from:

https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Power_processing_unit&oldid=754565426 [25. Juni 2017]

10. Anhang

10.1 Bestimmung der Trajektorie eines Hohmann-Transfers

Für die Bestimmung der Kollisionswahrscheinlichkeiten während des Hohmann Transfers ist es notwendig, den zeitlichen Höhenverlauf des Transfers zu berechnen. Dies lässt sich mit Hilfe der Kegelschnittgleichung realisieren, die lautet:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)} \quad (55)$$

mit

ϑ : Wahre Anomalie

r : Radius vom Brennpunkt F der Ellipse zum Raumfahrzeug B

a : Große Halbachse der Transferellipse

e : Exzentrizität der Ellipse

Abbildung 69 veranschaulicht die Elemente der Kegelschnittgleichung.

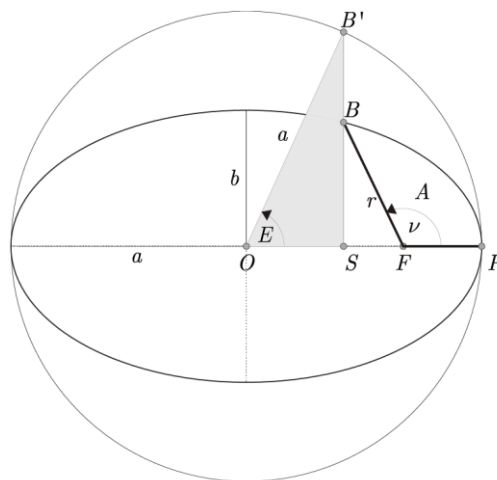


Abbildung 69: Veranschaulichung der Parameter der Kegelschnittgleichung [58]

Mit Hilfe der Keplergleichung

$$M = E - e \cdot \sin(E) = (t - t_p) \cdot \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (56)$$

und dem Zusammenhang der wahren und der exzentrischen Anomalie

$$\cos(E) = \frac{a \cdot e + r \cdot \cos(\vartheta)}{a} \quad (57)$$

folgt mit Hilfe der Kegelschnittgleichung folgender Ausdruck:

$$\cos(E) = \frac{e + \cos(\vartheta)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)} \quad (58)$$

Dieser kann nun durch Umstellen eine Gleichung für die Transferzeit in Abhängigkeit von der wahren Anomalie ϑ hergeleitet werden. Hierzu wird Formel (56) nach t und Formel (58) nach der exzentrischen Anomalie E umgestellt. Die Formeln lauten nun wie folgt:

$$t = \frac{E - e \cdot \sin(E)}{\sqrt{\frac{\mu}{a^3}}} + t_p \quad (59)$$

$$E = \arccos\left(\frac{e + \cos(\vartheta)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)}\right) \quad (60)$$

Formel (60) in Formel (59) eingesetzt ergibt nun einen Ausdruck, mit dem die Transferzeit bis zu einem bestimmten Punkt auf der Transferellipse berechnet werden kann (mit den entsprechenden Indizes):

$$T_T(\vartheta) = \frac{\arccos\left(\frac{e + \cos(\vartheta)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)}\right) - e \cdot \sin\left(\arccos\left(\frac{e + \cos(\vartheta)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)}\right)\right)}{\sqrt{\frac{\mu}{a_T^3}}} + t_p \quad (61)$$

mit

t_p : Zeitpunkt des Perigäumsdurchlaufs
($t_p = 0$, da dies den Startpunkt des Manöver darstellt)

10.2 Bestimmung der Inklination für sonnensynchrone Orbits

Es soll ermittelt werden, mit welcher Formel die Inklination für einen sonnensynchronen Orbit bestimmt werden kann, bei der dieser immer die gleiche Ausrichtung zur Sonne besitzt. Dies wird darüber erreicht, indem die Kombination von Inklination und Orbithöhe so gewählt wird, dass der aufsteigende Knoten genau einmal pro Jahr um die Erde wandert.

Die Knotenwanderung lässt sich dabei mit folgender Formel errechnen:

$$d\Omega_{2\pi} = -\frac{3 \cdot R_E^2 \cdot J_2 \cdot \pi}{(1 - e^2)^2 \cdot a^2} \cdot \cos(i) \text{ mit } a = R + h \quad (62)$$

mit

$d\Omega$: Änderung des Argumentes des aufsteigenden Knotens

R_E : Erdradius ($\approx 6378 \text{ km}$)

J_2 : J_2 -Störungsterm ($\approx 0,0010826269$) [59]

i : Inklination

h : Orbithöhe

Die geforderte tägliche Knotenwanderung, um einen SSO zu erreichen, lässt sich mit der Dauer eines Siderischen Jahres (365,242189 Tage) bestimmen [60]:

$$d\Omega_d = \frac{360^\circ}{365,25636042} = 0,9856^\circ \quad (63)$$

Da die Formel ($d\Omega_{2\pi}$) sich auf die Knotenwanderung pro Umlauf bezieht, kann diese auf die Knotenwanderung pro Jahr umgerechnet werden, indem man sie mit der Anzahl der Umläufe Jahr multipliziert. Die Anzahl ergibt sich dabei aus dem Verhältnis der Dauer eines Jahres zu der Dauer einer Umdrehung (in Sekunden). Des Weiteren muss die rechte Seite der Gleichung noch in Grad ($^\circ$) umgerechnet werden, da, wie in Formel ($d\Omega_d$) ebenfalls in Grad gerechnet wurde. Dies wird durch den Faktor $\left(\frac{180}{\pi}\right)$ erreicht.

$$d\Omega_d = d\Omega_{2\pi} \cdot \left(\frac{86400 \text{ s}}{P}\right) \cdot \left(\frac{180}{\pi}\right) \quad (64)$$

$$d\Omega_d = d\Omega_{2\pi} \cdot \frac{86400 \text{ s}}{\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \cdot 2\pi} \cdot \left(\frac{180}{\pi}\right) \quad (65)$$

$$d\Omega_d = -\frac{3 \cdot R^2 \cdot J_2}{(1 - e^2)^2 \cdot (R + h)^2} \cdot \cos(i) \cdot \frac{86400 \text{ s}}{\sqrt{\frac{(R + h)^3}{\mu}} \cdot 2\pi} \cdot \left(\frac{180}{\pi}\right) \quad (66)$$

$$d\Omega_d = -\frac{3 \cdot J_2 \cdot 86400 \text{ s} \cdot \sqrt{\mu} \cdot 180}{2 \cdot (1 - e^2)^2 \cdot \pi} \cdot \cos(i) \cdot R^2 \cdot (R + h)^{-2} \cdot (R + h)^{-\frac{3}{2}} \quad (67)$$

Nun kann mit $\frac{R^{\frac{3}{2}}}{R^{\frac{3}{2}}}$ erweitert werden, sodass sich folgende Form ergibt:

$$d\Omega_d = -\frac{3 \cdot J_2 \cdot 86400 \text{ s} \cdot \sqrt{\mu} \cdot 180}{2 \cdot (1 - e^2)^2 \cdot \pi} \cdot \cos(i) \cdot \left(\frac{R}{R+h}\right)^2 \cdot R^{-\frac{3}{2}} \cdot \left(\frac{R}{R+h}\right)^{\frac{3}{2}} \quad (68)$$

$$d\Omega_d = -\frac{3 \cdot J_2 \cdot 86400 \text{ s} \cdot \sqrt{\mu} \cdot 180}{2 \cdot (1 - e^2)^2 \cdot R^{\frac{3}{2}} \cdot \pi} \cdot \cos(i) \cdot \left(\frac{R}{R+h}\right)^{\frac{7}{2}} \quad (69)$$

Setzt man jetzt die bekannten Werte ein, so erhält man:

$$0,9856^\circ = -9,99^\circ \cdot \left(\frac{R}{R+h}\right)^{\frac{7}{2}} \cdot \cos(i) \quad (70)$$

Nach der Inklination i umgestellt, ergibt dies folgenden Ausdruck für die Inklination als Funktion der Orbithöhe:

$$i = \arccos\left(-0,09866 \cdot \left(\frac{R+h}{R}\right)^{\frac{7}{2}}\right)$$

10.3 Umrechnung der Betriebsparameter

Im Folgenden werden die Betriebsparameter des ARTUS Antriebs unter Verwendung von sekundärem Hydrazin (N_2+2H_2) auf gewöhnliches Hydrazin (N_2+H_4) umgerechnet. Hierfür muss zuvor bestimmt werden, wie sich die Strahlleistung des Antriebs unter Verwendung von N_2+H_4 verändert, da hierbei zusätzlich Zersetzungsenthalpie des Hydrazins (1,6 MJ/kg) genutzt werden kann [35].

Die zusätzliche Leistung kann hierbei mit der folgenden Formel bestimmt werden:

$$P_{add} = H_Z \cdot \dot{m}$$

mit

$$\begin{aligned}\dot{m}: & \text{ Gasmassenstrom} \\ P_{add}: & \text{ Zusatzleistung} \\ H_Z: & \text{ Zersetzungsenthalpie}\end{aligned}$$

Es ergibt sich somit eine Zusatzleistung von:

$$P_{add} = 16000000 \frac{J}{kg} \cdot 23,3 \cdot 10^{-6} \frac{kg}{s}$$
$$P_{add} = 37,28 W$$

Die Strahlleistung des mit sekundärem Hydrazin ergibt sich aus den in Tabelle 11 angegebenen Betriebsparametern mit der folgenden Gleichung.

$$P_{sek_Hydr} = 0,5 \cdot c_e \cdot F$$

mit

$$\begin{aligned}P_{sek_Hydr}: & \text{ Strahlleistung unter Verwendung von sekundärem Hydrazin} \\ c_e: & \text{ Austrittsgeschwindigkeit} \\ F: & \text{ Schub}\end{aligned}$$

Die Strahlleistung von ARTUS mit sekundärem Hydrazin ergibt somit:

$$P_{sek_Hydr} = 0,5 \cdot 4512,60 \frac{m}{s} \cdot 0,105 N$$
$$P_{sek_Hydr} = 236,91 W$$

Nun kann die Strahlleistung des ARTUS Antriebs unter Verwendung von gewöhnlichem Hydrazin durch die Addition der Strahlleistung P_{sek_Hydr} mit der Zusatzleistung P_{add} ermittelt werden. Es ist jedoch zu beachten, dass das betrachtete Triebwerk nur einen Wirkungsgrad von ca. 30% besitzt, weshalb sich der theoretisch ermittelte Wert für die Zusatzleistung und den Faktor 0,3 verringert [35].

$$P_{Hydrazin} = P_{sek_Hydr} + 0,3 \cdot P_{add}$$

$$P_{Hydrazin} = 248,09 \text{ W}$$

Mit diesem Wert können nun die weiteren Betriebsparameter angepasst werden. Hierbei kann genutzt werden, dass sich der Schub und der I_{sp} über den einstellbaren Gasmassenstrom \dot{m} einstellen lassen. Da zuvor bereits erwähnt wurde, dass bezüglich der Manöveranalyse (Transferdauer, Kollisionswahrscheinlichkeit etc.), die nur von der Schuberzeugung eines Triebwerks abhängt, keine Unterscheidung zwischen den beiden Arcjet Varianten vorgenommen werden soll, kann der Wert aus Tabelle 9 von 0,115 N festgesetzt werden. Hierdurch ändert sich jedoch der I_{sp} , weshalb in späteren Abschnitten bezüglich der sich ergebenden Treibstoffmassen eine Unterscheidung notwendig sein wird [35].

Die übrigen Betriebsparameter können wie folgt ermittelt werden. Im ersten Schritt muss die resultierende Austrittsgeschwindigkeit bestimmt werden, die sich für den gewünschten Schub durch Umstellen der folgenden Formel ergibt.

$$P_{Hydrazin} = 0,5 \cdot c_e \cdot F$$

$$c_e = \frac{P_{Hydrazin}}{0,5 \cdot F} = \frac{248,09 \text{ W}}{0,5 \cdot 0,115 \text{ N}} = 4314,61 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Mit Hilfe dieses Wertes kann man nun den einzustellenden Gasmassenstrom wie folgt berechnen.

$$P_{Hydrazin} = 0,5 \cdot \dot{m} \cdot c_e^2$$

$$\dot{m} = \frac{P_{Hydrazin}}{0,5 \cdot c_e^2} = \frac{248,09 \text{ W}}{0,5 \cdot \left(4314,61 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2} = 2,67 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Der daraus resultierende I_{sp} -Wert ergibt sich direkt aus der Austrittsgeschwindigkeit.

$$I_{sp} = \frac{c_e}{g_0} = \frac{4314,61 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} \approx 440 \text{ s}$$

10.4 Fehlerabschätzung – HT1 & HT2

Im Folgenden sollen die Grundlagen für die Berechnung des Gravity-Losses für die Manövervarianten HT1 und HT2 erläutert werden. Es werden dabei möglichst worst-case Annahmen getroffen, sodass die am Ende resultierenden Werte in der Praxis voraussichtlich geringer wären. Auch in Kapitel 5.8.1 erwähnte Grenzwert von 2% kann in der Realität variieren.

Der Gravity-Loss selbst bezieht sich dabei auf die prozentuale Abweichung, die sich durch das reale Δv von dem idealen, für das jeweilige Manöver bestimmten, Δv -Wert ergibt.

Das reale Δv kann dabei mit folgender Formel bestimmt werden [47]:

$$\Delta v_{real} = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) - \int_{t_2}^{t_1} \frac{D}{m} dt - \int_{t_2}^{t_1} g \cdot \sin(\gamma) dt \quad (71)$$

mit

D : Widerstandskraft

g : Lokale Gravitationsbeschleunigung

γ : Flugrichtungswinkel

m_0 : Masse des Satelliten vor dem Manöver

m_f : Masse des Satelliten nach dem Manöver

m : Satellitenmasse

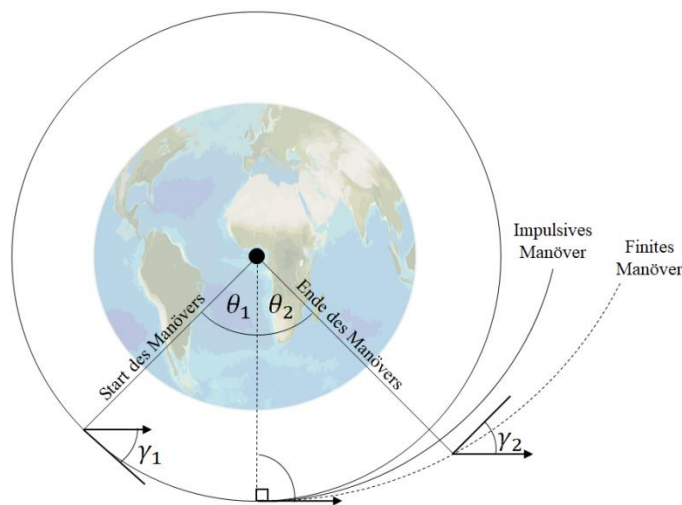


Abbildung 70: Vergleich von impulsivem und finitem Manöver [47]

Die Widerstandskraft D ist für die Betrachtung nicht relevant, weshalb $D = 0$ angenommen werden kann, sodass der mittlere Term wegfällt. Man sieht, dass die Formel nun nur noch aus der Ziolkowski-Gleichung und dem Gravity-Loss Term besteht. Des Weiteren kann das Manöver mit einem langsamen Triebwerk so durchgeführt werden, dass bereits vor dem Manöverzeitpunkt für ein impulsives Manöver mit dem Feuern begonnen wird. Der Winkel, der die Strecke des Kreisbogens beschreibt, auf dem das Triebwerk feuert, teilt sich somit in zwei Teile: θ_1 für den Teil der Strecke vor dem eigentlichen Manöverpunkt und θ_2 für den Teil danach. Da sich die hier durchgeführten Berechnungen nur auf den LEO-Bereich beziehen wird für die lokale Gravitationsbeschleunigung g die auch zuvor schon verwendete Erdbeschleunigung g_0 von $9,81 \text{ [m/s}^2\text{]}$ verwendet, weil sich die

lokale Gravitationsbeschleunigung nur schwer bestimmen lässt und ohnehin mit zunehmender Höhe verringert, womit dies dem hier geforderten worst-case Gedanken entspricht. Zudem gilt dabei, wie der Abbildung 70 entnommen werden kann, annähernd folgende Beziehung [47]:

$$-\gamma_1 \approx \gamma_2 \approx \theta_1 \approx \theta_2 \quad (72)$$

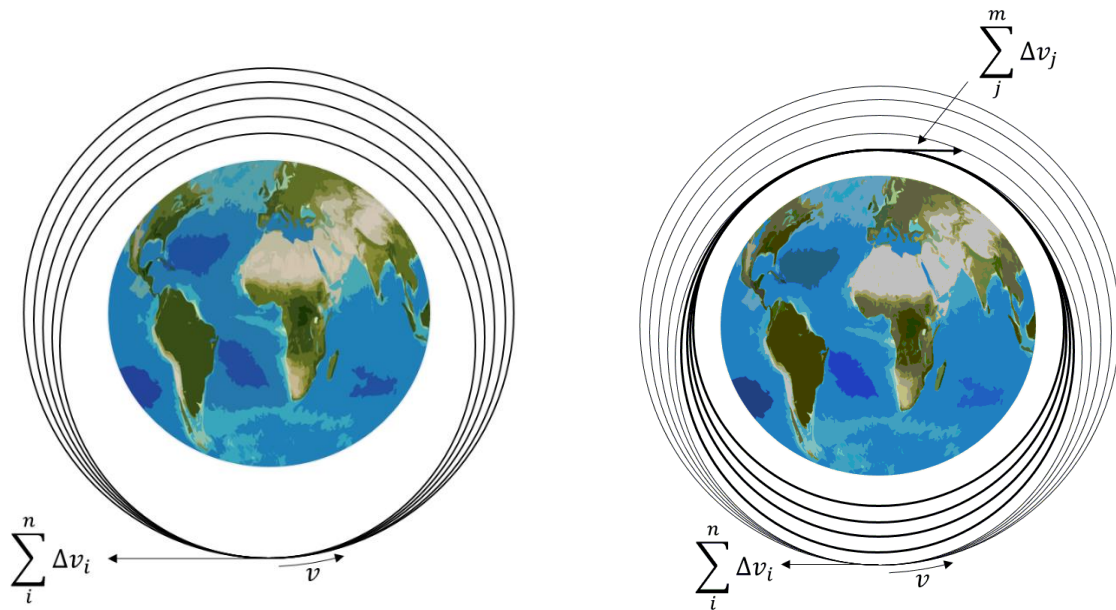
Dies führt dazu, dass letztendlich der Flugrichtungswinkel γ halbiert werden kann, sodass gilt:

$$\gamma = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} \quad (73)$$

Die Durchführung des Manövers kann für geringe Schub-Masse-Verhältnisse (hier ca. 0,007) so verändert werden, dass die Erzeugung des Δv in kleinere Manöver aufgeteilt werden muss und sich somit über mehrere Orbitumläufe verteilt, wodurch sich letztendlich die Transferzeit erhöht [47]. Darüber hinaus erhöht sich auch das aufzubringende Δv um die entsprechenden 2%, wodurch für die Manöver eine zusätzliche Treibstoffmasse notwendig ist.

Durch diese Aufteilung der Manöver ergeben sich sowohl bezüglich des 1-Manöver als auch des 2-Manöver Hohmann-Transfers veränderte Trajektorien, die Abbildung 71 zu entnehmen sind.

Abbildung 71: Veränderung der Trajektorien durch Begrenzung des Gravity-Loss für HT1 (links) und HT2 (rechts)



Für die HT1-Trajektorie wird das Perigäum stückweise, gemäß dem erlaubten Gravity-Loss, mit kleineren Manövern immer weiter abgesenkt. Gleiches passiert anfangs auch für den HT2-Transfer, wobei hier jedoch, sobald das Perigäum die vorgesehene Höhe erreicht hat, anschließend das Apogäum mit weiteren Triebwerkszündungen auf die gleiche Höhe abgesenkt wird.

Die sich ergebenden Δv -Werte und Treibstoffmassen für die einzelnen Varianten zeigt Tabelle 118.

Tabelle 118: Ideale und reale Δv -Werte und Treibstoffmassen für die HT1- und HT2-Manöver

PMD	Variante	$\Delta v/m_p$ (ohne Verlust)	$\Delta v/m_p$ (mit Verlust)
25	HT1	72,42 / 37,20	73,91 / 37,98
	HT2	88,55 / 45,65	90,33 / 46,59
10	HT1	96,78 / 49,99	98,72 / 51,02
	HT2	125,06 / 65,02	127,57 / 66,36
1	HT1	151,14 / 79,06	154,17 / 80,70
	HT2*	215,88 / 114,63	220,20 / 117,04

Als Letztes müssen nun noch die zusätzlichen Transferzeiten ermittelt und überprüft werden, ob eine Berücksichtigung hinsichtlich der Kollisionswahrscheinlichkeiten notwendig ist. Hierfür muss zuerst bestimmt werden, wie lange das Airbus Safran 20N Triebwerk in jeder der in Tabelle 118 aufgezählten Varianten zünden darf. Dies ergibt sich mit der Vorgabe eines zulässigen Gravity-Loss von 2% wie folgt. Wie in Abbildung 70 zu erkennen kann angenommen werden, dass der Flugrichtungswinkel γ gleich der Hälfte des Winkels ist, den die von dem Satelliten zurückgelegte kreisbogenförmige Strecke während des Manövers aufspannt. Damit bestimmt werden kann, wie sich dieser mit der Brenndauer verändert, kann γ wie folgt definiert werden:

$$\gamma = \frac{\dot{\omega} \cdot t_b}{2}$$

Mit

$\dot{\omega}$: Winkelgeschwindigkeit

t_b : Brenndauer

Die Winkelgeschwindigkeit $\dot{\omega}$ ergibt sich dabei aus der Fluggeschwindigkeit des Satelliten, wobei diese mit abnehmender Orbithöhe zunimmt, was Abbildung 72 verdeutlicht.

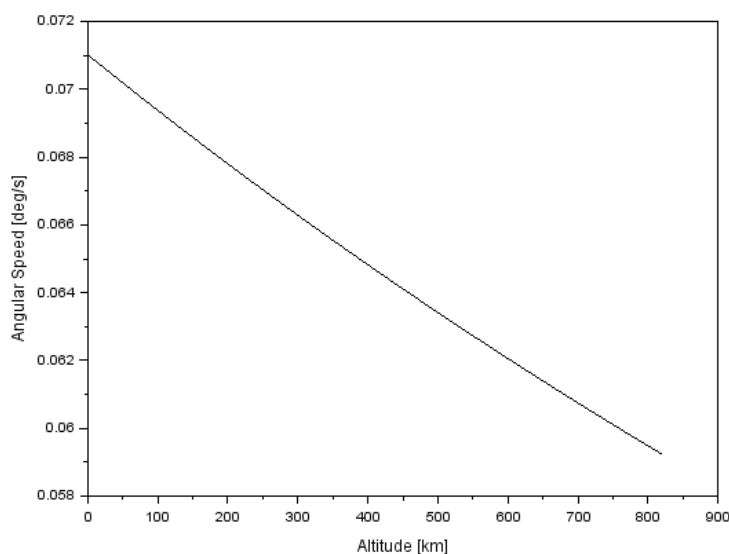


Abbildung 72: Änderung der Winkelgeschwindigkeit mit der Orbithöhe

* Direkter Wiedereintritt

Da sich somit mit zunehmender Winkelgeschwindigkeit die erlaubte Brenndauer verkürzt und möglichst eine worst-case Annahme getroffen werden soll, kann hierbei die für die niedrigste in dieser Arbeit betrachtete Orbithöhe von 60 km (Perigäum für direkten Wiedereintritt) gewählt werden. Die Winkelgeschwindigkeit beträgt dort **0,07** [°/s]. Dass der Orbit zwischen den einzelnen Manövern immer elliptischer wird, wird in den hier durchgeführten Berechnungen vernachlässigt, um die Komplexität der Berechnungen zu begrenzen.

Für den Gravity-Loss selbst ergibt sich folgender Ausdruck:

$$GL = 1 - \frac{\Delta v_{real}}{\Delta v_{ideal}} \quad (74)$$

Ersetzt man hier Δv_{real} nun durch Formel (71) und Δv_{ideal} durch Formel (4) und stellt dies nach t_b um, nachdem man zuvor noch den Ausdruck (75) für γ eingesetzt hat, so ergibt sich:

$$t_b = \frac{2 \cdot \sin^{-1} \left(\frac{\Delta v_{ideal}}{g_0} \cdot (1 - GL) \right)}{\dot{\omega}} \quad (75)$$

Wählt man nun für Δv_{ideal} den entsprechenden verlustbehafteten Wert aus Tabelle 119, GL zu 0,02 und $\dot{\omega}$ zu 0,07 [°/s], so ergeben sich folgende Brenndauern und die resultierenden Transferzeiten.

Tabelle 119: Erlaubte Brenndauern, resultierende Umlaufanzahl und Transferzeit

PMD	Variante	Brenndauer [s]	Anzahl Umläufe	Transferzeit [h]
25	HT1	248	42	71
	HT2	304	42	71
10	HT1	332	42	71
	HT2	431	42	71
1	HT1	524	41	70
	HT2*	763	41	69

* Direkter Wiedereintritt

10.5 Nachweis der Skalierbarkeit auf Basis der I_{sp} -Verhältnisse

Im Folgenden soll nachgewiesen werden, dass es möglich ist, eine Treibstoffmasse anhand des I_{sp} -Verhältnisses zu skalieren. Hierbei muss gezeigt werden, dass das Verhältnis zweier I_{sp} -Werte gleich oder fast gleich dem umgekehrten Verhältnis der resultierenden Treibstoffmassen ist.

Diese Annahme wird durch folgende Relation beschrieben:

$$\frac{I_{sp1}}{I_{sp2}} \approx \frac{m_{p2}}{m_{p1}} \quad (76)$$

Um zu dies überprüfen zu können und zu ermitteln, in welchen Bereichen diese Annahme gilt, kann die Gleichung wie folgt umgestellt werden:

$$\frac{I_{sp1}}{I_{sp2}} \cdot \frac{m_{p1}}{m_{p2}} \approx 1 \quad (77)$$

Hierbei ist I_{sp1} auf 200s, der den spezifischen Impuls des Airbus Safran 1N Triebwerks darstellt, festgelegt, sodass nun für verschiedene I_{sp2} - und Δv -Werte ermittelt werden kann, inwiefern diese Annahme gilt [30].

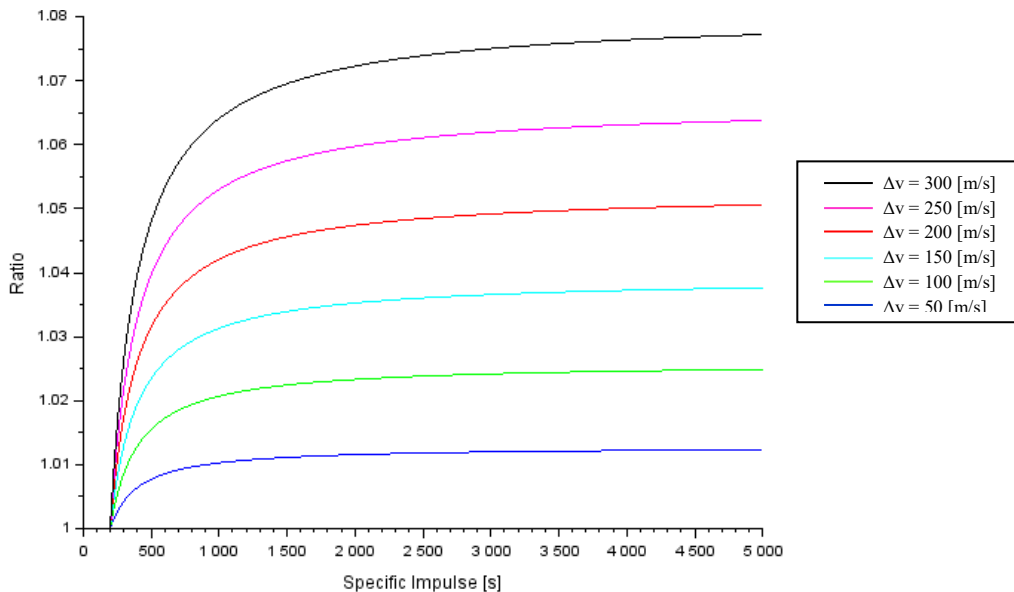


Abbildung 73: Abweichung in Abhängigkeit der I_{sp} - und Δv -Werte

Aus dem Diagramm wird deutlich, dass die Annahme mit steigendem Δv ungenauer wird. Dennoch sollte die Genauigkeit für die hier durchgeführten Betrachtungen ausreichend sein, da es insbesondere bei der Ermittlung der Grundtreibstoffmasse lediglich um eine Schätzung handelt. Zudem werden in dieser Arbeit nur Δv -Werte von weniger als 230 [m/s] betrachtet, sodass auch die Ungenauigkeit auf einen akzeptablen Wert begrenzt ist.

Tabelle 120 zeigt für das Beispiel des RIT 22 die genauen Werte für die Treibstoffmassenverhältnisse, wobei sich ein I_{sp} -Verhältnis (Airbus Safran 1N/RIT22) von **0,046** ergibt.

Tabelle 120: Verhältnis der Treibstoffmassen (Airbus Safran 1N/RIT 22)

Δv [m/s]	m_{p1} für $I_{sp} = 200$ s [kg]	m_{p3} für $I_{sp} = 4400$ s [kg]	Verhältnis (m_{p2}/m_{p1})
50	28,39	1,27	0,045
100	57,52	2,55	0,044
150	87,40	3,83	0,044
200	118,04	5,11	0,043
250	149,48	6,39	0,043
300	181,74	7,67	0,042

In der Tabelle ist hier zu erkennen, dass das Verhältnis der Treibstoffmassen mit steigendem Δv -Wert abnimmt, wobei die sich ergebenden Werte dennoch sehr nah unter dem Wert für das I_{sp} -Verhältnis liegen. Da das I_{sp} -Verhältnis somit den Maximalwert unter den betrachteten Verhältnissen darstellt und sich somit auch die größten Grundtreibstoffmassen ergeben werden, was wiederum der worst-case Annahme entspricht, kann dieses in den hier durchgeführten Betrachtungen für die Skalierung verwendet werden.

10.6 Das spezifische Volumen von Xenon

Für einen Temperaturbereich von 250 °K bis 330°K ergeben sich folgende Verläufe für das spezifische Volumen von Xenon in Abhängigkeit des Drucks für den Druckbereich von 100 bar bis 500 bar.

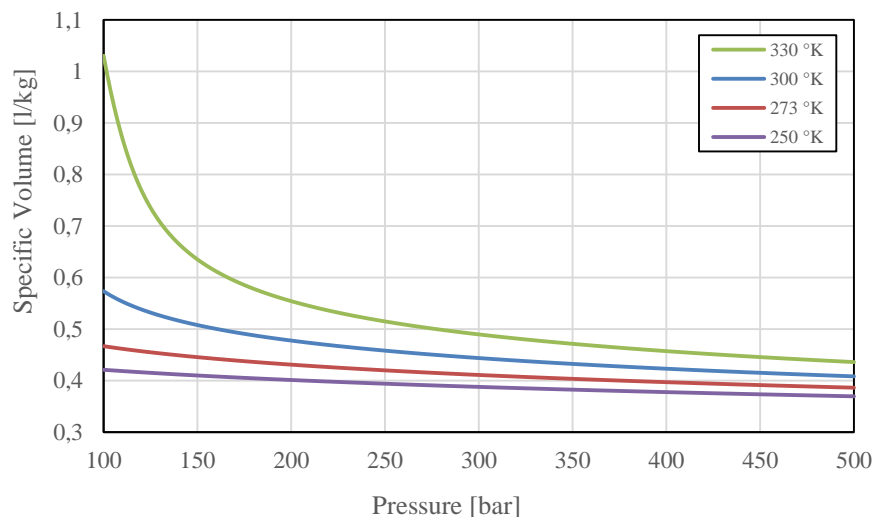


Abbildung 74: Verlauf des spezifischen Volumens für verschiedene Temperaturbedingungen [61]

10 – Jahre De-Orbit

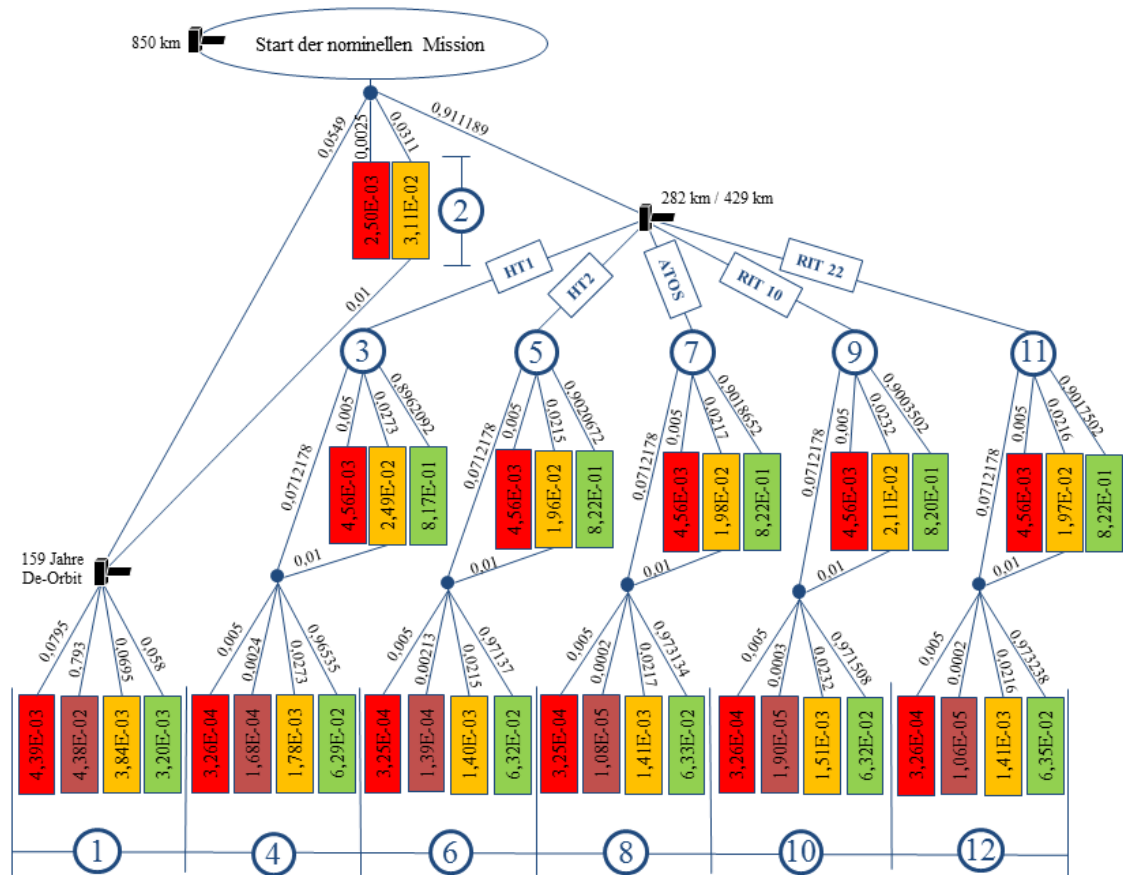


Abbildung 75: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD10

10.8 PMD10 - Wahrscheinlichkeitstabelle

Tabelle 121: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD10)

NR		Beschreibung	Wahrscheinlichkeit [%]			
	1	Der Satellit erleidet einen Kontrollverlust und gerät damit auf einen 159 Jahre andauernden De-Orbit Prozess.	0,44	0,38	4,38	0,32
	2	Die nominelle Mission verläuft ohne Kontrollverlust.	0,25	-	3,11	-
HT1	3	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	0,46	-	2,49	81,66
	4	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	3,26E-02	1,68E-02	0,18	6,29
HT2	5	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	0,46	-	1,96	82,20
	6	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	3,25E-02	1,39E-02	0,14	6,32
ARTUS	7	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	0,46	-	1,98	82,18
	8	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	3,25E-02	1,08E-03	0,14	6,33
RIT 10	9	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	0,46	-	2,11	82,04
	10	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	3,26E-02	1,90E-03	0,15	6,32
RIT 22	11	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	0,46	-	1,97	82,17
	12	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	3,26E-02	1,06E-03	0,14	6,35

10.9 PMD1 - Baumdiagramm

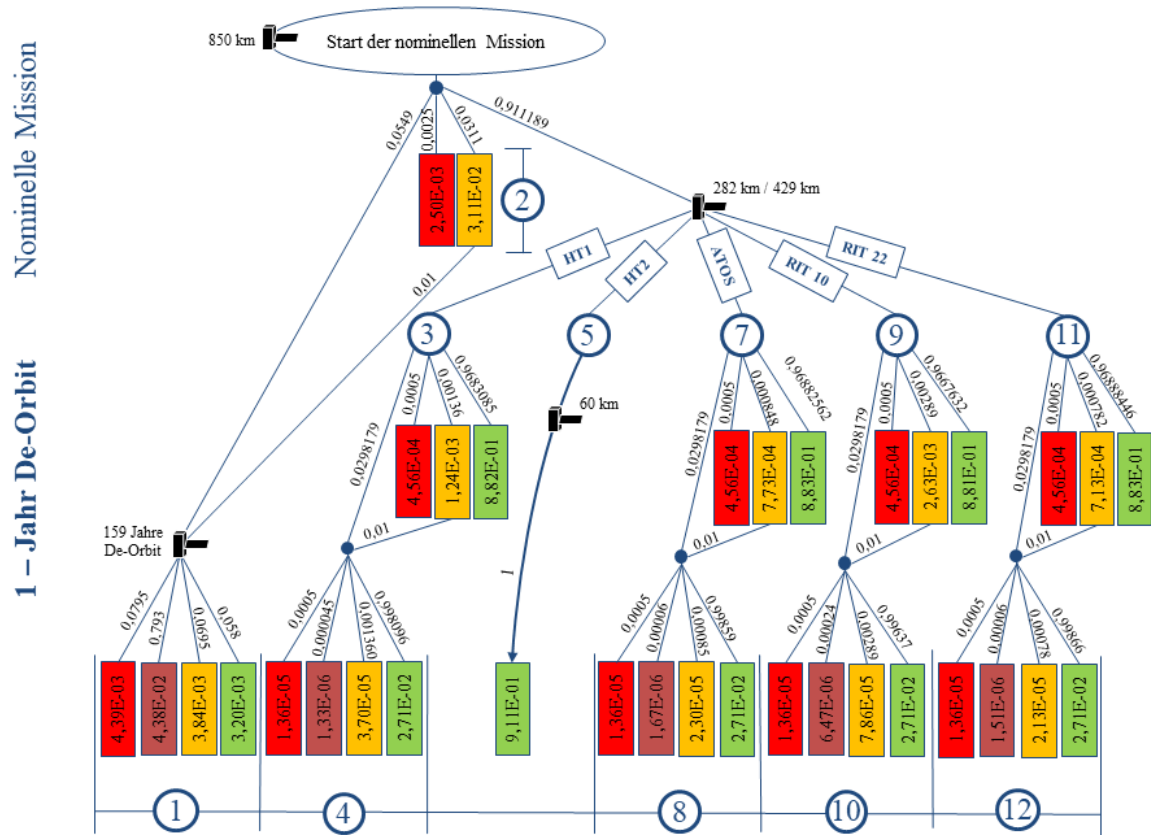


Abbildung 76: Baumdiagramm für die Darstellung der Ereigniswahrscheinlichkeiten für das PMD1

10.10 PMD1 - Wahrscheinlichkeitstabelle

Tabelle 122: Erläuterungen der Ereignisse und deren Eintrittswahrscheinlichkeiten (PMD1)

NR		Beschreibung	Wahrscheinlichkeit [%]			
	1	Der Satellit erleidet einen Kontrollverlust und gerät damit auf einen 159 Jahre andauernden De-Orbit Prozess.	0,44	0,38	4,38	0,32
	2	Die nominelle Mission verläuft ohne Kontrollverlust.	0,25	-	3,11	-
HT1	3	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	4,56E-02	-	0,12	88,23
	4	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	1,36E-03	1,33E-04	3,70E-03	2,71
HT2*	5	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit wird anschließend über einen direkten Wiedereintritt aus dem LEO-Bereich entfernt.	-	-	-	91,12
	6		-	-	-	-
ARTUS	7	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	4,56E-02	-	7,73E-02	88,28
	8	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	1,36E-03	1,67E-04	2,30E-03	2,71
RIT 10	9	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	4,56E-02	-	0,26	88,09
	10	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	1,36E-03	6,47E-04	6,47E-04	2,71
RIT 22	11	Die nominelle Mission verläuft planmäßig und der Satellit durchläuft das PMD.	4,56E-02	-	7,13E-02	88,28
	12	Die nominelle Mission verläuft planmäßig. Der Satellit erleidet anschließend während des PMDs einen Kontrollverlust.	1,36E-03	1,51E-04	2,13E-03	2,71

* Direkter Wiedereintritt

10.11 Tabellen zur Kollisionswahrscheinlichkeit

10.11.1 HT1

Tabelle 123: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
712	7090	0,0204	0	0,00	0,0000	3,54E-03	3,34E-02
664	7042	0,0158	3446	9,43	9,4346	3,04E-03	2,89E-02
616	6994	0,0108	6920	18,95	9,5112	2,03E-03	3,33E-03
568	6946	0,0096	7520	20,59	1,6427	1,79E-03	1,63E-03
520	6898	0,0077	7853	21,50	0,9117	1,25E-03	1,35E-03
472	6850	0,0038	8247	22,58	1,0787	6,52E-04	6,84E-04
424	6802	0,0033	8630	23,63	1,0486	1,03E-03	8,27E-04
376	6754	0,0027	8923	24,43	0,8022	7,10E-04	2,59E-04
328	6706	0,0003	9056	24,79	0,3641	3,37E-04	4,53E-05
280	6658	0,0014	9105	24,93	0,1342	1,35E-04	5,18E-06
232	6610	0,0007	9119	24,97	0,0383	5,74E-05	6,29E-07
184	6562	0,0003	9123	24,98	0,0110		
					24,9772		7,04E-02

Tabelle 124: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
712	7090	0,0204	0	0,00	0,0000	2,86E-04	2,70E-03
664	7042	0,0158	3446	9,43	9,4346	3,91E-04	3,72E-03
616	6994	0,0108	6920	18,95	9,5112	2,05E-04	3,37E-04
568	6946	0,0096	7520	20,59	1,6427	1,61E-04	1,47E-04
520	6898	0,0077	7853	21,50	0,9117	1,13E-04	1,22E-04
472	6850	0,0038	8247	22,58	1,0787	8,73E-05	9,15E-05
424	6802	0,0033	8630	23,63	1,0486	5,11E-05	4,10E-05
376	6754	0,0027	8923	24,43	0,8022	5,50E-05	2,00E-05
328	6706	0,0003	9056	24,79	0,3641	3,04E-05	4,07E-06
280	6658	0,0014	9105	24,93	0,1342	8,79E-06	3,37E-07
232	6610	0,0007	9119	24,97	0,0383	4,27E-06	4,68E-08
184	6562	0,0003	9123	24,98	0,0110		
					24,9772		7,18E-03

Tabelle 125: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
668	7046	0,0269	0	0,00	0,0000	3,07E-03	2,24E-02
618	6996	0,0217	2657	7,27	7,2744	2,45E-03	3,12E-03
567	6945	0,0161	3123	8,55	1,2758	1,58E-03	9,14E-04
517	6895	0,0129	3334	9,13	0,5777	1,33E-03	4,51E-04
467	6845	0,0084	3458	9,47	0,3395	1,05E-03	2,59E-04
417	6795	0,0070	3548	9,71	0,2464	7,68E-04	1,11E-04
367	6745	0,0049	3601	9,86	0,1451	5,85E-04	3,37E-05
317	6695	0,0046	3622	9,92	0,0575	2,76E-04	6,04E-06
267	6645	0,0033	3630	9,94	0,0219	1,28E-04	1,05E-06
217	6595	0,0023	3633	9,95	0,0082	4,37E-05	2,39E-07
167	6545	0,0003	3635	9,95	0,0055	0	0,00E+00
116	6494	0,0003	3635	9,95	0,0000		
					9,9520		2,73E-02

Tabelle 126: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
668	7046	0,0269	0	0,00	0,0000	2,52E-04	1,83E-03
618	6996	0,0217	2657	7,27	7,2744	2,95E-04	3,77E-04
567	6945	0,0161	3123	8,55	1,2758	1,44E-04	8,30E-05
517	6895	0,0129	3334	9,13	0,5777	1,04E-04	3,54E-05
467	6845	0,0084	3458	9,47	0,3395	7,47E-05	1,84E-05
417	6795	0,0070	3548	9,71	0,2464	5,45E-05	7,90E-06
367	6745	0,0049	3601	9,86	0,1451	4,24E-05	2,44E-06
317	6695	0,0046	3622	9,92	0,0575	2,23E-05	4,89E-07
267	6645	0,0033	3630	9,94	0,0219	7,60E-06	6,24E-08
217	6595	0,0023	3633	9,95	0,0082	3,59E-06	1,96E-08
167	6545	0,0003	3635	9,95	0,0055	0	0,00E+00
116	6494	0,0003	3635	9,95	0,0000		
					9,9520		2,35E-03

Tabelle 127: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
570	6948	0,0413	0	0,00	0,0000	2,55E-03	4,47E-04
535	6913	0,0348	64	0,18	0,1752	2,11E-03	4,04E-04
499	6877	0,0311	134	0,37	0,1916	1,26E-03	1,68E-04
463	6841	0,0268	183	0,50	0,1342	1,25E-03	1,47E-04
427	6805	0,0234	226	0,62	0,1177	1,02E-03	8,63E-05
392	6770	0,0173	257	0,70	0,0849	5,54E-04	6,67E-05
356	6734	0,0154	301	0,82	0,1205	4,10E-04	2,58E-05
320	6698	0,0117	324	0,89	0,0630	4,12E-04	1,24E-05
285	6663	0,0075	335	0,92	0,0301	2,07E-04	3,96E-06
249	6627	0,0041	342	0,94	0,0192	8,26E-05	6,79E-07
213	6591	0,0025	345	0,94	0,0082	4,41E-05	2,42E-07
177	6555	0,0012	347	0,95	0,0055		
					0,9500		1,36E-03

Tabelle 128: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
570	6948	0,0413	0	0,00	0,0000	2,04E-04	3,58E-05
535	6913	0,0348	64	0,18	0,1752	2,90E-04	5,56E-05
499	6877	0,0311	134	0,37	0,1916	1,24E-04	1,66E-05
463	6841	0,0268	183	0,50	0,1342	1,09E-04	1,28E-05
427	6805	0,0234	226	0,62	0,1177	7,87E-05	6,68E-06
392	6770	0,0173	257	0,70	0,0849	5,46E-05	6,58E-06
356	6734	0,0154	301	0,82	0,1205	3,68E-05	2,31E-06
320	6698	0,0117	324	0,89	0,0630	2,99E-05	8,18E-07
285	6663	0,0075	334	0,91	0,0274	1,55E-05	2,98E-07
249	6627	0,0041	341	0,93	0,0192	5,67E-06	7,76E-08
213	6591	0,0025	346	0,95	0,0137	3,48E-06	9,52E-09
177	6555	0,0012	347	0,95	0,0027		
					0,9500		1,38E-04

10.11.2 HT2 (= ND)

Tabelle 129: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
681	7059	0,0000	0	0,00	0,0000	2,56E-03	2,74E-02
634	7012	0,0018	3911	10,71	10,7077	2,88E-03	2,63E-02
588	6966	0,0006	7243	19,83	9,1225	2,05E-03	2,15E-03
542	6920	0,0018	7627	20,88	1,0513	1,74E-03	1,81E-03
495	6873	0,0007	8007	21,92	1,0404	8,92E-04	1,03E-03
449	6827	0,0008	8427	23,07	1,1499	5,80E-04	4,92E-04
403	6781	0,0009	8737	23,92	0,8487	1,03E-03	6,80E-04
356	6734	0,0014	8978	24,58	0,6598	4,74E-04	1,25E-04
310	6688	0,0014	9074	24,84	0,2628	1,98E-04	1,63E-05
264	6642	0,0016	9104	24,93	0,0821	1,29E-04	3,18E-06
217	6595	0,0015	9113	24,95	0,0246	3,92E-05	2,15E-07
171	6549	0,0010	9115	24,96	0,0055		
					24,9553		5,99E-02

Tabelle 130: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
681	7059	0,0000	0	0,00	0,0000	2,18E-04	2,33E-03
634	7012	0,0018	3911	10,71	10,7077	2,13E-04	1,94E-03
588	6966	0,0006	7243	19,83	9,1225	1,67E-04	1,76E-04
542	6920	0,0018	7627	20,88	1,0513	1,58E-04	1,65E-04
495	6873	0,0007	8007	21,92	1,0404	1,09E-04	1,25E-04
449	6827	0,0008	8427	23,07	1,1499	5,14E-05	4,36E-05
403	6781	0,0009	8737	23,92	0,8487	4,94E-05	3,26E-05
356	6734	0,0014	8978	24,58	0,6598	4,19E-05	1,10E-05
310	6688	0,0014	9074	24,84	0,2628	1,81E-05	1,48E-06
264	6642	0,0016	9104	24,93	0,0821	6,72E-06	1,65E-07
217	6595	0,0015	9113	24,95	0,0246	3,67E-06	2,01E-08
171	6549	0,0010	9115	24,96	0,0055		
					24,9553		4,83E-03

Tabelle 131: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
613	6991	0,0000	0	0,00	0,0000	2,41E-03	1,83E-02
574	6952	0,0021	2770	7,58	7,5838	1,71E-03	1,93E-03
536	6914	0,0017	3183	8,71	1,1307	1,60E-03	6,66E-04
498	6876	0,0014	3335	9,13	0,4162	1,00E-03	3,16E-04
459	6837	0,0011	3450	9,45	0,3149	5,55E-04	1,21E-04
421	6799	0,0015	3530	9,66	0,2190	1,13E-03	1,79E-04
383	6761	0,0009	3588	9,82	0,1588	6,99E-04	4,59E-05
344	6722	0,0009	3612	9,89	0,0657	3,89E-04	1,17E-05
306	6684	0,0005	3623	9,92	0,0301	1,89E-04	3,11E-06
268	6646	0,0002	3629	9,94	0,0164	1,26E-04	1,38E-06
229	6607	0,0001	3633	9,95	0,0110	5,45E-05	1,49E-07
191	6569	0,0002	3634	9,95	0,0027		
					9,9493		2,15E-02

Tabelle 132: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
613	6991	0,0000	0	0,00	0,0000	2,42E-04	1,84E-03
574	6952	0,0021	2770	7,58	7,5838	1,54E-04	1,74E-04
536	6914	0,0017	3183	8,71	1,1307	1,42E-04	5,89E-05
498	6876	0,0014	3335	9,13	0,4162	9,79E-05	3,08E-05
459	6837	0,0011	3450	9,45	0,3149	6,52E-05	1,43E-05
421	6799	0,0015	3530	9,66	0,2190	5,07E-05	8,05E-06
383	6761	0,0009	3588	9,82	0,1588	6,77E-05	4,45E-06
344	6722	0,0009	3612	9,89	0,0657	3,55E-05	1,07E-06
306	6684	0,0005	3623	9,92	0,0301	1,70E-05	2,79E-07
268	6646	0,0002	3629	9,94	0,0164	7,20E-06	7,88E-08
229	6607	0,0001	3633	9,95	0,0110	3,50E-06	9,59E-09
191	6569	0,0002	3634	9,95	0,0027		
					9,9493		2,13E-03

Tabelle 133: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
430	6808	0,0000	0	0,00	0,0000	8,23E-04	2,95E-04
405	6783	0,0019	131	0,36	0,3587	8,90E-04	1,68E-04
380	6758	0,0006	200	0,55	0,1889	7,61E-04	9,37E-05
356	6734	0,0021	245	0,67	0,1232	4,70E-04	6,17E-05
331	6709	0,0010	293	0,80	0,1314	3,46E-04	2,46E-05
307	6685	0,0012	319	0,87	0,0712	1,91E-04	6,79E-06
282	6660	0,0013	332	0,91	0,0356	1,42E-04	2,71E-06
258	6636	0,0012	339	0,93	0,0192	9,79E-05	8,04E-07
233	6611	0,0009	342	0,94	0,0082	6,16E-05	3,37E-07
209	6587	0,0006	344	0,94	0,0055	3,85E-05	2,11E-07
184	6562	0,0006	346	0,95	0,0055	1,85E-05	0,00E+00
160	6538	0,0003	346	0,95	0,0000		
					0,9473		6,54E-04

Tabelle 134: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
430	6808	0,0000	0	0,00	0,0000	5,72E-05	2,05E-05
405	6783	0,0019	131	0,36	0,3587	5,24E-05	9,90E-06
380	6758	0,0006	200	0,55	0,1889	5,06E-05	6,24E-06
356	6734	0,0021	245	0,67	0,1232	3,84E-05	5,05E-06
331	6709	0,0010	293	0,80	0,1314	2,77E-05	1,97E-06
307	6685	0,0012	319	0,87	0,0712	1,70E-05	6,05E-07
282	6660	0,0013	332	0,91	0,0356	8,92E-06	1,71E-07
258	6636	0,0012	339	0,93	0,0192	6,14E-06	6,72E-08
233	6611	0,0009	343	0,94	0,0110	4,16E-06	2,28E-08
209	6587	0,0006	345	0,94	0,0055	3,84E-06	0,00E+00
184	6562	0,0006	345	0,94	0,0000	4,85E-07	1,33E-09
160	6538	0,0003	346	0,95	0,0027		
					0,9473		4,45E-05

10.11.3 ARTUS – Transfer

Tabelle 135: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP)
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	1,44E-05
834	7212	0,0010	1	0,00	0,0023	5,47E-03	1,48E-05
819	7197	0,0010	2	0,01	0,0027	4,78E-03	1,10E-05
804	7182	0,0010	3	0,01	0,0023	4,60E-03	1,14E-05
788	7166	0,0010	4	0,01	0,0025	4,82E-03	1,20E-05
773	7151	0,0010	4	0,01	0,0025	4,63E-03	1,14E-05
757	7135	0,0010	5	0,01	0,0025	4,22E-03	1,04E-05
742	7120	0,0010	6	0,02	0,0025	3,65E-03	8,29E-06
727	7105	0,0010	7	0,02	0,0023	2,81E-03	6,88E-06
711	7089	0,0010	8	0,02	0,0025	2,81E-03	7,39E-06
696	7074	0,0010	9	0,02	0,0026	2,50E-03	6,08E-06
680	7058	0,0010	10	0,03	0,0024		
					0,0270		1,14E-04

Tabelle 136: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	1,08E-06
834	7212	0,0010	1	0,00	0,0023	4,24E-04	1,15E-06
819	7197	0,0010	2	0,01	0,0027	3,17E-04	7,32E-07
804	7182	0,0010	3	0,01	0,0023	3,06E-04	7,62E-07
788	7166	0,0010	4	0,01	0,0025	4,02E-04	9,99E-07
773	7151	0,0010	4	0,01	0,0025	5,90E-04	1,46E-06
757	7135	0,0010	5	0,01	0,0025	4,08E-04	1,01E-06
742	7120	0,0010	6	0,02	0,0025	2,60E-04	5,89E-07
727	7105	0,0010	7	0,02	0,0023	2,34E-04	5,73E-07
711	7089	0,0010	8	0,02	0,0025	2,03E-04	5,33E-07
696	7074	0,0010	9	0,02	0,0026	2,23E-04	5,42E-07
680	7058	0,0010	10	0,03	0,0024		
					0,0270		9,42E-06

Tabelle 137: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	2,04E-05
828	7206	0,0010	1	0,00	0,0033	5,53E-03	2,02E-05
807	7185	0,0010	3	0,01	0,0037	4,47E-03	1,45E-05
785	7163	0,0010	4	0,01	0,0033	4,58E-03	1,57E-05
764	7142	0,0010	5	0,01	0,0034	4,69E-03	1,60E-05
742	7120	0,0010	6	0,02	0,0034	3,65E-03	1,31E-05
720	7098	0,0010	8	0,02	0,0036	2,87E-03	9,72E-06
699	7077	0,0010	9	0,02	0,0034	2,55E-03	8,61E-06
677	7055	0,0010	10	0,03	0,0034	2,62E-03	8,80E-06
656	7034	0,0010	11	0,03	0,0034	2,39E-03	8,86E-06
634	7012	0,0010	13	0,03	0,0037	2,86E-03	1,00E-05
612	6990	0,0010	14	0,04	0,0035		
					0,0380		1,46E-04

Tabelle 138: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	1,53E-06
828	7206	0,0010	1	0,00	0,0033	3,52E-04	1,29E-06
807	7185	0,0010	3	0,01	0,0037	3,04E-04	9,91E-07
785	7163	0,0010	4	0,01	0,0033	4,07E-04	1,40E-06
764	7142	0,0010	5	0,01	0,0034	6,72E-04	2,30E-06
742	7120	0,0010	6	0,02	0,0034	2,60E-04	9,32E-07
720	7098	0,0010	8	0,02	0,0036	2,20E-04	7,44E-07
699	7077	0,0010	9	0,02	0,0034	2,23E-04	7,52E-07
677	7055	0,0010	10	0,03	0,0034	2,10E-04	7,04E-07
656	7034	0,0010	11	0,03	0,0034	1,87E-04	6,93E-07
634	7012	0,0010	13	0,03	0,0037	1,94E-04	6,82E-07
612	6990	0,0010	14	0,04	0,0035		
					0,0380		1,20E-05

Tabelle 139: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	3,60E-05
812	7190	0,0010	2	0,01	0,0058	4,76E-03	3,01E-05
773	7151	0,0010	4	0,01	0,0063	4,63E-03	2,81E-05
735	7113	0,0010	7	0,02	0,0061	3,14E-03	1,89E-05
697	7075	0,0010	9	0,02	0,0060	2,51E-03	1,55E-05
659	7037	0,0010	11	0,03	0,0062	2,37E-03	1,49E-05
621	6999	0,0010	13	0,04	0,0063	2,65E-03	1,66E-05
582	6960	0,0010	16	0,04	0,0063	1,94E-03	1,20E-05
544	6922	0,0010	18	0,05	0,0062	1,92E-03	1,22E-05
506	6884	0,0010	20	0,06	0,0063	9,52E-04	6,32E-06
468	6846	0,0010	23	0,06	0,0066	5,77E-04	3,69E-06
429	6807	0,0010	25	0,07	0,0064		
					0,0685		1,94E-04

Tabelle 140: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	2,70E-06
834	7190	0,0010	2	0,01	0,0058	3,03E-04	1,92E-06
819	7151	0,0010	4	0,01	0,0063	5,90E-04	3,58E-06
804	7113	0,0010	7	0,02	0,0061	2,44E-04	1,47E-06
788	7075	0,0010	9	0,02	0,0060	2,21E-04	1,37E-06
773	7037	0,0010	11	0,03	0,0062	1,89E-04	1,19E-06
757	6999	0,0010	13	0,04	0,0063	2,18E-04	1,36E-06
742	6960	0,0010	16	0,04	0,0063	1,61E-04	9,96E-07
727	6922	0,0010	18	0,05	0,0062	1,66E-04	1,05E-06
711	6884	0,0010	20	0,06	0,0063	1,01E-04	6,67E-07
696	6846	0,0010	23	0,06	0,0066	7,02E-05	4,50E-07
680	6807	0,0010	25	0,07	0,0064		
					0,0685		1,68E-05

10.11.4 RIT 10 – Transfer

Tabelle 141: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	1,71E-04
834	7212	0,0010	10	0,03	0,0275	5,47E-03	1,53E-04
819	7197	0,0010	20	0,06	0,0280	4,78E-03	1,33E-04
804	7182	0,0010	30	0,08	0,0279	4,60E-03	1,28E-04
788	7166	0,0010	41	0,11	0,0278	4,82E-03	1,35E-04
773	7151	0,0010	51	0,14	0,0281	4,63E-03	1,30E-04
757	7135	0,0010	61	0,17	0,0280	4,22E-03	1,19E-04
742	7120	0,0010	71	0,20	0,0283	3,65E-03	1,02E-04
727	7105	0,0010	82	0,22	0,0280	2,81E-03	8,00E-05
711	7089	0,0010	92	0,25	0,0285	2,81E-03	8,02E-05
696	7074	0,0010	102	0,28	0,0286	2,50E-03	7,11E-05
680	7058	0,0010	113	0,31	0,0285		
					0,3089		1,30E-03

Tabelle 142: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	1,28E-05
834	7212	0,0010	10	0,03	0,0275	4,24E-04	1,19E-05
819	7197	0,0010	20	0,06	0,0280	3,17E-04	8,84E-06
804	7182	0,0010	30	0,08	0,0279	3,06E-04	8,50E-06
788	7166	0,0010	41	0,11	0,0278	4,02E-04	1,13E-05
773	7151	0,0010	51	0,14	0,0281	5,90E-04	1,65E-05
757	7135	0,0010	61	0,17	0,0280	4,08E-04	1,15E-05
742	7120	0,0010	71	0,20	0,0283	2,60E-04	7,27E-06
727	7105	0,0010	82	0,22	0,0280	2,34E-04	6,66E-06
711	7089	0,0010	92	0,25	0,0285	2,03E-04	5,79E-06
696	7074	0,0010	102	0,28	0,0286	2,23E-04	6,34E-06
680	7058	0,0010	113	0,31	0,0285		
					0,3089		1,07E-04

Tabelle 143: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	2,41E-04
828	7206	0,0010	14	0,04	0,0387	5,53E-03	2,16E-04
807	7185	0,0010	28	0,08	0,0391	4,47E-03	1,75E-04
785	7163	0,0010	43	0,12	0,0391	4,58E-03	1,81E-04
764	7142	0,0010	57	0,16	0,0395	4,69E-03	1,84E-04
742	7120	0,0010	71	0,20	0,0393	3,65E-03	1,45E-04
720	7098	0,0010	86	0,24	0,0397	2,87E-03	1,14E-04
699	7077	0,0010	101	0,28	0,0399	2,55E-03	1,02E-04
677	7055	0,0010	115	0,32	0,0399	2,62E-03	1,05E-04
656	7034	0,0010	130	0,36	0,0401	2,39E-03	9,70E-05
634	7012	0,0010	145	0,40	0,0406	2,86E-03	1,16E-04
612	6990	0,0010	159	0,44	0,0405		
					0,4363		1,68E-03

Tabelle 144: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	1,80E-05
828	7206	0,0010	14	0,04	0,0387	3,52E-04	1,38E-05
807	7185	0,0010	28	0,08	0,0391	3,04E-04	1,19E-05
785	7163	0,0010	43	0,12	0,0391	4,07E-04	1,61E-05
764	7142	0,0010	57	0,16	0,0395	6,72E-04	2,64E-05
742	7120	0,0010	71	0,20	0,0393	2,60E-04	1,03E-05
720	7098	0,0010	86	0,24	0,0397	2,20E-04	8,76E-06
699	7077	0,0010	101	0,28	0,0399	2,23E-04	8,90E-06
677	7055	0,0010	115	0,32	0,0399	2,10E-04	8,41E-06
656	7034	0,0010	130	0,36	0,0401	1,87E-04	7,59E-06
634	7012	0,0010	145	0,40	0,0406	1,94E-04	7,86E-06
612	6990	0,0010	159	0,44	0,0405		
					0,4363		1,38E-04

Tabelle 145: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	4,27E-04
812	7190	0,0010	25	0,07	0,0687	4,76E-03	3,30E-04
773	7151	0,0010	50	0,14	0,0693	4,63E-03	3,24E-04
735	7113	0,0010	76	0,21	0,0699	3,14E-03	2,21E-04
697	7075	0,0010	102	0,28	0,0705	2,51E-03	1,78E-04
659	7037	0,0010	128	0,35	0,0710	2,37E-03	1,70E-04
621	6999	0,0010	154	0,42	0,0716	2,65E-03	1,91E-04
582	6960	0,0010	180	0,49	0,0721	1,94E-03	1,41E-04
544	6922	0,0010	207	0,57	0,0726	1,92E-03	1,41E-04
506	6884	0,0010	233	0,64	0,0734	9,52E-04	7,05E-05
468	6846	0,0010	260	0,71	0,0741	5,77E-04	4,30E-05
429	6807	0,0010	288	0,79	0,0745		
					0,7877		2,24E-03

Tabelle 146: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	3,21E-05
812	7190	0,0010	25	0,07	0,0687	3,03E-04	2,10E-05
773	7151	0,0010	50	0,14	0,0693	5,90E-04	4,12E-05
735	7113	0,0010	76	0,21	0,0699	2,44E-04	1,72E-05
697	7075	0,0010	102	0,28	0,0705	2,21E-04	1,57E-05
659	7037	0,0010	128	0,35	0,0710	1,89E-04	1,35E-05
621	6999	0,0010	154	0,42	0,0716	2,18E-04	1,57E-05
582	6960	0,0010	180	0,49	0,0721	1,61E-04	1,17E-05
544	6922	0,0010	207	0,57	0,0726	1,66E-04	1,22E-05
506	6884	0,0010	233	0,64	0,0734	1,01E-04	7,44E-06
468	6846	0,0010	260	0,71	0,0741	7,02E-05	5,23E-06
429	6807	0,0010	288	0,79	0,0745		
					0,7877		1,93E-04

10.11.5 RIT 22 – Transfer

Tabelle 147: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	9,63E-06
834	7212	0,0010	1	0,00	0,0015	5,47E-03	9,50E-06
819	7197	0,0010	1	0,00	0,0017	4,78E-03	7,35E-06
804	7182	0,0010	2	0,00	0,0015	4,60E-03	7,92E-06
788	7166	0,0010	2	0,01	0,0017	4,82E-03	7,36E-06
773	7151	0,0010	3	0,01	0,0015	4,63E-03	7,05E-06
757	7135	0,0010	4	0,01	0,0015	4,22E-03	7,21E-06
742	7120	0,0010	4	0,01	0,0017	3,65E-03	4,83E-06
727	7105	0,0010	5	0,01	0,0013	2,81E-03	4,77E-06
711	7089	0,0010	5	0,01	0,0017	2,81E-03	5,28E-06
696	7074	0,0010	6	0,02	0,0019	2,50E-03	3,74E-06
680	7058	0,0010	6	0,02	0,0015		
					0,0177		7,46E-05

Tabelle 148: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD25 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	7,22E-07
834	7212	0,0010	1	0,00	0,0015	4,24E-04	7,36E-07
819	7197	0,0010	1	0,00	0,0017	3,17E-04	4,88E-07
804	7182	0,0010	2	0,00	0,0015	3,06E-04	5,27E-07
788	7166	0,0010	2	0,01	0,0017	4,02E-04	6,15E-07
773	7151	0,0010	3	0,01	0,0015	5,90E-04	8,98E-07
757	7135	0,0010	4	0,01	0,0015	4,08E-04	6,97E-07
742	7120	0,0010	4	0,01	0,0017	2,60E-04	3,44E-07
727	7105	0,0010	5	0,01	0,0013	2,34E-04	3,97E-07
711	7089	0,0010	5	0,01	0,0017	2,03E-04	3,81E-07
696	7074	0,0010	6	0,02	0,0019	2,23E-04	3,33E-07
680	7058	0,0010	6	0,02	0,0015		
					0,0177		6,14E-06

Tabelle 149: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	1,20E-05
828	7206	0,0010	1	0,00	0,0019	5,53E-03	1,38E-05
807	7185	0,0010	2	0,00	0,0025	4,47E-03	9,41E-06
785	7163	0,0010	2	0,01	0,0021	4,58E-03	1,05E-05
764	7142	0,0010	3	0,01	0,0023	4,69E-03	1,07E-05
742	7120	0,0010	4	0,01	0,0023	3,65E-03	8,28E-06
720	7098	0,0010	5	0,01	0,0023	2,87E-03	6,48E-06
699	7077	0,0010	6	0,02	0,0023	2,55E-03	5,26E-06
677	7055	0,0010	7	0,02	0,0021	2,62E-03	6,36E-06
656	7034	0,0010	7	0,02	0,0024	2,39E-03	5,75E-06
634	7012	0,0010	8	0,02	0,0024	2,86E-03	6,34E-06
612	6990	0,0010	9	0,02	0,0022		
					0,0247		9,49E-05

Tabelle 150: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD10 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	9,02E-07
828	7206	0,0010	1	0,00	0,0019	3,52E-04	8,81E-07
807	7185	0,0010	2	0,00	0,0025	3,04E-04	6,41E-07
785	7163	0,0010	2	0,01	0,0021	4,07E-04	9,32E-07
764	7142	0,0010	3	0,01	0,0023	6,72E-04	1,53E-06
742	7120	0,0010	4	0,01	0,0023	2,60E-04	5,89E-07
720	7098	0,0010	5	0,01	0,0023	2,20E-04	4,96E-07
699	7077	0,0010	6	0,02	0,0023	2,23E-04	4,59E-07
677	7055	0,0010	7	0,02	0,0021	2,10E-04	5,08E-07
656	7034	0,0010	7	0,02	0,0024	1,87E-04	4,51E-07
634	7012	0,0010	8	0,02	0,0024	1,94E-04	4,31E-07
612	6990	0,0010	9	0,02	0,0022		
					0,0247		7,82E-06

Tabelle 151: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (<10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	6,22E-03	2,40E-05
812	7190	0,0010	1	0,00	0,0039	4,76E-03	2,00E-05
773	7151	0,0010	3	0,01	0,0042	4,63E-03	1,85E-05
735	7113	0,0010	4	0,01	0,0040	3,14E-03	1,24E-05
697	7075	0,0010	6	0,02	0,0040	2,51E-03	1,03E-05
659	7037	0,0010	7	0,02	0,0041	2,37E-03	9,66E-06
621	6999	0,0010	9	0,02	0,0041	2,65E-03	1,07E-05
582	6960	0,0010	10	0,03	0,0040	1,94E-03	7,79E-06
544	6922	0,0010	12	0,03	0,0040	1,92E-03	8,00E-06
506	6884	0,0010	13	0,04	0,0042	9,52E-04	4,27E-06
468	6846	0,0010	15	0,04	0,0045	5,77E-04	2,36E-06
429	6807	0,0010	16	0,04	0,0041		
					0,0450		1,28E-04

Tabelle 152: Höhenabschnitte und Kollisionswahrscheinlichkeiten für das PMD1 (>10 cm)

h [km]	a [km]	e	T [d]	T [yr]	ΔT [yr]	ACP	CP
850	7228	0,0010	0	0,00	0,0000	4,67E-04	1,80E-06
812	7190	0,0010	1	0,00	0,0039	3,03E-04	1,28E-06
773	7151	0,0010	3	0,01	0,0042	5,90E-04	2,35E-06
735	7113	0,0010	4	0,01	0,0040	2,44E-04	9,65E-07
697	7075	0,0010	6	0,02	0,0040	2,21E-04	9,10E-07
659	7037	0,0010	7	0,02	0,0041	1,89E-04	7,68E-07
621	6999	0,0010	9	0,02	0,0041	2,18E-04	8,82E-07
582	6960	0,0010	10	0,03	0,0040	1,61E-04	6,45E-07
544	6922	0,0010	12	0,03	0,0040	1,66E-04	6,89E-07
506	6884	0,0010	13	0,04	0,0042	1,01E-04	4,51E-07
468	6846	0,0010	15	0,04	0,0045	7,02E-05	2,87E-07
429	6807	0,0010	16	0,04	0,0041		
					0,0450		1,10E-05